



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학박사학위논문

**실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템과
효율적인 공분산 파라미터 제공방안에 관한 연구**

**A Study on Real-time
GPS Precise Orbit Determination System and
Message Design of GPS Precise Orbit Covariance**

2020 년 2 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

유 선 경

초 록

최근 실시간 사용자의 정밀 위치를 활용한 드론, 자율주행 차량, 인공지능 자동차 등의 어플리케이션이 증가함에 따라, 실시간 GPS 정밀 궤도에 관한 관심이 높아지고 있다. 실시간 정밀궤도는 실시간 사용자의 위치 정확도를 개선할 수 있고, 정밀 궤도의 공분산은 사용자의 위치 정확도 향상, 고장 감지, 위치 신뢰 수준 계산 등에 활용될 수 있어 정밀 궤도뿐 아니라 정밀 궤도의 공분산을 제공할 수 있는 시스템이 요구되고 있다. 따라서, 본 연구에서는 센티미터 수준의 정밀 궤도 및 공분산 정보를 제공할 수 있는 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 개발하고 효율적인 공분산 제공 방안을 제안한다.

실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 정밀 궤도 예측 기술과 섭동 모델 변수 추정, 자료 처리 필터 등의 복합 시스템이다. 본 논문은 확장형 칼만필터를 기반으로 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 구현하여, 실시간 정밀 궤도 및 정밀 궤도 공분산을 추정한다. 기존 실시간 궤도 결정 연구는 위성의 궤도 오차와 시계오차를 함께 추정하지만, 본 연구에서는 이중차분 측정치를 활용하여 궤도 단독의 정보를 제공한다. 또한, GPS 위성 환경의 궤도 섭동력인 태양과 달의 중력, 태양 복사압, 조석에 의한 중력장 변화, 일반 상대성 효과의 크기를 분석하여, 궤도 환경을 분석했다. 이 때, 지구 및 달 그림자 환경을 분석하여, 다양한 궤도 환경에서 궤도 결정 성능을 분석했다. 개발된 실시간 정밀 궤도 결정 시스템의 성능은 IGS 후처리 정밀 궤도와 비교하여 3D 오차는 위성 평균 RMS 8cm, 반경 방향으로 2cm 수준으로 검증하였고, 추정된 궤도의 공분산 정보는 오차의 확률 분포 및 누적 확률분포를 활용하여, 잘 반영함을 확인했다.

더 나아가 실시간 GPS 정밀 궤도 공분산의 특징을 분석하고, 효율적인 공분

산 제공 방안을 제안했다. 실시간 GPS 정밀 궤도의 신뢰수준은 사용자 위치 안전을 위한 무결성, 가용성 등의 분야에서 활용도가 높다. 현재 정밀 궤도의 신뢰수준은 일반적으로 User range accuracy로 제공되고 있으나, 최근 궤도 오차의 전체 공분산을 제공하는 방안이 제안되고 있다. 정밀 궤도의 전체 공분산은 사용자 위치 성능 개선, 고장 감지 성능 향상, 가용성 증가 등의 성능 향상이 예측되고 있다. 그러나, 현재까지 실시간 궤도 전체 공분산을 제공하고 있는 제품이 없고, 향후 전체 공분산을 제공하기 위해 관련 연구가 필요한 상황이다. 본 연구에서 다양한 좌표계에서 실시간 GPS 정밀 궤도의 측간 상관관계를 분석함으로써 측간 상관관계를 무시할 수 있는 방안을 제안했다. 제안된 방안은 전체 공분산 정보를 제공을 위한 메시지량을 33% 감소시킬 수 있고, 시뮬레이션을 통해 기존 방법 대비 위성 궤도의 측정치 내 오차 신뢰 수준의 크기는 55%, 사용자의 위치 신뢰 수준의 크기는 30% 수준으로 감소함을 확인했다. 따라서, 제안된 방법은 전체 공분산 제공을 위한 메시지량을 줄이고, 정밀 항법 시스템의 가용성을 개선시킬 수 있을 것으로 기대된다.

본 논문은 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 정밀하게 구현하여, 국내 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템의 성능을 센티미터 수준으로 향상시켰으며, 효율적인 궤도 공분산 제공방안을 제안했다. 실시간 구조와 실시간 GPS 정밀 궤도 결정의 기반 기술은 향후 한국형 위성항법 시스템의 실시간 궤도 결정에 활용될 수 있을 것으로 기대한다. 또한 제안된 공분산 제공 방안은 GPS 뿐 아니라 다양한 위성항법 시스템의 공분산 제공 파라미터를 효율적으로 제공함으로써 사용자 위치 성능 향상 및 무결성 감시 등에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

주요어: GPS, 반송파 위상 측정치, 위성 궤도 결정, 궤도 공분산

학 번: 2013-20685

목 차

1장. 서 론	1
1. 연구 동기 및 목적	1
2. 연구 동향	3
1) 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템	4
2) 실시간 정밀 궤도 신뢰수준 제공 연구	6
3. 연구 내용 및 방법	7
4. 연구 결과의 기여도	8
2장. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정을 위한 기본 요소	10
1. GPS 시스템	10
1) GPS 시스템 개요	10
2) GPS 측정치	11
3) GPS 측정치 기타 오차 요소	13
2. IGS	20
3. 시간계 및 좌표계	22
1) 시간계	22
2) 좌표계	25
4. GPS 위성 동역학	27
1) 지구의 중력	28
2) 3체 중력	29
3) 태양 복사압 (Solar radiation pressure)	30
4) 지구 복사압	34
5) 조석에 의한 중력장 변화 (Tidal effect)	34
6) 상대성 효과	36
3장. 실시간 GPS 위성 정밀 궤도 결정 시스템	38
1. 개요	38

2. GPS 측정치 관측 모델.....	4 4
3. EKF 필터.....	4 6
4. 궤도 전파 모델.....	5 0
5. 수치 적분 모델.....	5 2
6. 알고리즘 효율화.....	5 4
4장. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 계산 및 검증.....	5 5
1. GPS 궤도 환경 분석.....	5 5
1) 지구 그림자.....	5 6
2) 달 그림자.....	6 0
2. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템 검증 결과.....	6 3
1) 데이터 처리 환경.....	6 3
2) 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템 계산 결과.....	6 4
3) 달 그림자 모델 영향 분석.....	6 9
5장. 실시간 정밀 항법 사용자를 위한 공분산 제공 방안 설계.....	7 7
1. 궤도 공분산의 축간 상관관계 분석.....	7 7
1) 다양한 좌표계에서 궤도 공분산 분석.....	7 8
2) 시간에 따른 축간 상관관계.....	8 3
3) RSW와 RAC 좌표계의 축간 상관관계.....	8 6
4) 효율적인 제공방안 설계.....	8 8
5) 공분산 제공 방법 별 비교.....	9 2
2. 실시간 정밀 항법 사용자를 위한 정밀 궤도 공분산 제공 방안 및 효과.....	9 7
1) 사용자 위치 신뢰 수준과 궤도 오차 신뢰수준.....	9 7
2) 궤도 신뢰 수준 제공 방법의 종류.....	1 0 1
3) 위치에 따른 궤도 신뢰수준 분석.....	1 0 3
4) 위치에 따른 사용자 위치 신뢰수준 분석.....	1 0 9
6장. 결론 및 향후 과제.....	1 1 2
1. 결론.....	1 1 2
2. 향후 과제.....	1 1 3

참고 문헌	1 1 7
-------------	-------

List of Figures

Fig. 1 GPS satellite orbit and user confidence level.	1
Fig. 2 Real-time precise GPS satellite orbit and user confidence level.....	2
Fig. 3 GPS satellite constellation[34].....	1 1
Fig. 4 Current satellite status[34].....	1 1
Fig. 5 GPS block IIF satellite center of mass and antenna [46].....	1 6
Fig. 6 Nadir angle.definition.	1 7
Fig. 7 Trimble 59800 antenna phase center variation.....	1 8
Fig. 8 IGS reference network status (11/15/2019).....	2 0
Fig. 9 Solar time and sidereal time.....	2 3
Fig. 10 Relation between various time systems	2 5
Fig. 11 Perturbations for PRN1 orbit on the 1 st day of 2018.	2 7
Fig. 12 Satellite based frame for solar radiation pressure.	3 0
Fig. 13 Earth and Moon shadow.....	3 1
Fig. 14 Graphical concept of cylindrical model.....	3 2
Fig. 15 Graphical concept of umbra and pen-umbra.....	3 2
Fig. 16 Angular distance and angular radius of occulting body and Sun.....	3 3
Fig. 17. Solid tide, ocean tide and pole tide perturbation on PRN 1 orbit on the January 15th, 2018.....	3 6
Fig. 18 Architecture of the real-time precise GPS orbit filter.	3 9
Fig. 19 IGS station network for estimating GPS orbits.....	3 9
Fig. 20 Postprocessed precise orbit and predicted orbit and covariance.....	4 6
Fig. 21 Time update and measurement update of orbit filter.....	4 7
Fig. 22 Propagation error after 24 hours according to orbit propagation model.	5 0
Fig. 23 Propagation model error time history for each propagation model in kilo-meter level.....	5 1
Fig. 24 Propagation model error time history for each propagation model in meter level.....	5 2

Fig. 25 Entire satellite orbit in ECI frame (January 1st, 2018).	5 6
Fig. 26 Earth shadow and satellite orbits of PRN1, 2, 6, 11 and 21 (January 1 st , 2018).	5 7
Fig. 27 Time history of Earth shadow (January 1st, 2018).	5 8
Fig. 28 Earth shadow and PRN1 orbit at the first day of January, April, July and September in 2018.	5 9
Fig. 29 Time history of PRN 1 eclipse passing duration.	5 9
Fig. 30 Sun, Moon, Earth, PRN 1 orbit and Moon shadow on January, 2018.	6 0
Fig. 31 Intensity of lunar shadow on the 16th day in 2018.	6 1
Fig. 32 Moon shadow time history of GPS orbit in 2018.	6 1
Fig. 33 GPS satellites and moon shadow.	6 2
Fig. 34 Sun, Moon and Moon shadow in Earth centered system.	6 3
Fig. 35 Time history of PRN 9 orbit errors and estimated standard deviations in simulation.	6 5
Fig. 36 Time history of PRN 9 orbit errors and estimated standard deviations in real time.	6 5
Fig. 37 RMS radial errors in the last 24 h intervals.	6 6
Fig. 38 RMS along track errors in the last 24 h intervals.	6 6
Fig. 39 RMS cross track errors in the last 24 h intervals.	6 6
Fig. 40 PDF bounding plot of normalized error in x-axis for all satellites.	6 7
Fig. 41 PDF bounding plot of normalized error in y-axis for all satellites.	6 7
Fig. 42 PDF bounding plot of normalized error in z-axis for all satellites.	6 8
Fig. 43CDF bounding plot of normalized error in x-axis for all satellites.	6 8
Fig. 44CDF bounding plot of normalized error in y-axis for all satellites.	6 9
Fig. 45CDF bounding plot of normalized error in z-axis for all satellites.	6 9
Fig. 46 Time history of shadow intensity on the 16 th day in 2018.	7 0
Fig. 47 Orbit error before considering moon shadow model (PRN17).	7 1
Fig. 48 Orbit error before considering moon shadow model (PRN19).	7 2
Fig. 49 Orbit error before considering moon shadow model (PRN 23).	7 3
Fig. 50 Orbit error after considering moon shadow model (PRN 17).	7 4
Fig. 51 Orbit error before considering moon shadow model (PRN 19).	7 5

Fig. 52 Orbit error before considering moon shadow model (PRN 23).	7 6
Fig. 53 ECI, ECEF, RSW and RAC.	7 8
Fig. 54 Entire satellite covariance in ECI frame.	8 1
Fig. 55 Entire satellite covariance in ECEF frame.....	8 1
Fig. 56 Entire satellite covariance in RSW frame.....	8 2
Fig. 57 Entire satellite covariance in RAC frame.	8 2
Fig. 58 Radial and along track correlation time history for 29 satellite vehicles.	8 3
Fig. 59 Along track and cross track correlation time history for 29 satellite vehicles.	8 4
Fig. 60 Radial and cross track correlation time history for 29 satellite vehicles.	8 5
Fig. 61 Radial and along track correlation of the RSW and RAC frame.....	8 7
Fig. 62 Cross track and along track correlation of the RSW and RAC frame.....	8 7
Fig. 63 Radial and cross track correlation of the RSW and RAC frame.	8 8
Fig. 64 Radial and along track correlation of each satellite of new RAC frame.....	8 9
Fig. 65 Along track and cross track correlation of each satellite of new RAC frame.	8 9
Fig. 66 Radial and cross track correlation of each satellite of new RAC frame.....	9 0
Fig. 67 RSW frame based on position and velocity vector in ECI frame.....	9 0
Fig. 68 RAC frame based on position and velocity vector in ECEF frame.....	9 1
Fig. 69 Proposed RAC frame based on position and velocity vector in ECEF frame.....	9 1
Fig. 70 Proposed algorithm of GPS precise orbit covariance	9 2
Fig. 71 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 1.	9 4
Fig. 72 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 2.	9 4
Fig. 73 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 3.	9 5
Fig. 74 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 4.	9 5
Fig. 75 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 5.	9 6
Fig. 76 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 6.	9 6
Fig. 77 Comparison of parameterization methods.....	9 7
Fig. 78 Protection level calculation algorithm using measurement error level	9 9
Fig. 79 User position level and orbit error level.....	1 0 0

Fig. 80 User & GPS satellites position.....	1 0 1
Fig. 81 satellite orbit covariance and visible area with user range accuracy.	1 0 4
Fig. 82 Confidence level of satellite orbit using full covariance according to location.....	1 0 4
Fig. 83 Confidence level of PRN 6 satellite orbit using user range accuracy according to location.	1 0 5
Fig. 84 Confidence level of PRN 6 satellite orbit using user range accuracy according to location.	1 0 6
Fig. 85 Confidence level of PRN 6 satellite orbit using proposed method according to location.	1 0 6
Fig. 86 Orbit error in measurements of PRN 6 satellite orbit according to location.	1 0 7
Fig. 87 Orbit confidence levels provided versus actual error levels by method.....	1 0 8
Fig. 88 User position confidence levels using user range accuracy according to location.....	1 0 9
Fig. 89 User position confidence levels using user range accuracy according to location.....	1 1 0
Fig. 90 User position confidence levels using proposed method according to location.	1 1 0
Fig. 91 User position confidence levels using full covariance according to location.	1 1 1

List of Tables

Table 1 Network baseline information.....	4	0
Table 2 Strategy for each additional correction considered in the filter.	4	1
Table 3 Real-time GPS precise orbit determination system reference frames and reference time.	4	2
Table 4 The detail of the WL filter.....	4	3
Table 5 The detail of the main Kalman filter states.	4	3
Table 6 Comparison between components of UDCP and DDCP.	4	4
Table 7 Setting variables and values in the WL filter.....	4	9
Table 8 Setting variables and values in main Kalman filter.....	4	9
Table 9 Perturbation acceleration and propagation error after 24 hours	5	0
Table 10 Runge-Kutta45 model coefficients.....	5	3
Table 11 Orbit filter comparison between CNES and SNU.....	5	4
Table 12 Simulation data generation strategy.	6	4
Table 13 Mean and standard deviation valud of correlation of each satellite and each axis of the RSW.	8	6
Table 14 Comparison of covariance parameterization methods.....	9	7
Table 15 Orbit error level providing method and message paremeters	1	0 2
Table 16 RMS value and the maximum value of orbit confidence levels using full covariance by method.....	1	1 1

1장. 서론

1. 연구 동기 및 목적

위성항법 시스템 (Global Navigation Satellite System)은 위성항법 신호를 방송하여, 사용자에게 사용자의 위치, 시각 정보를 제공하는 시스템이다. 위성항법 신호는 위성의 위치 및 시각 정보인 방송궤도력을 방송하며, 위성 위치 및 시각 정보로 인한 측정치 오차의 신뢰수준인 URA (User Range Accuracy)도 함께 제공한다. 따라서, 사용자는 방송궤도력을 활용하여 위치뿐만 아니라 위치 신뢰 수준을 제공 받는다. 그런데, 방송궤도력은 미터 수준의 오차를 포함하고 있기 때문에, 센티미터 수준의 정밀 위치를 필요로 하는 경우에는 보다 정밀한 궤도 및 궤도 신뢰수준 정보가 요구된다.

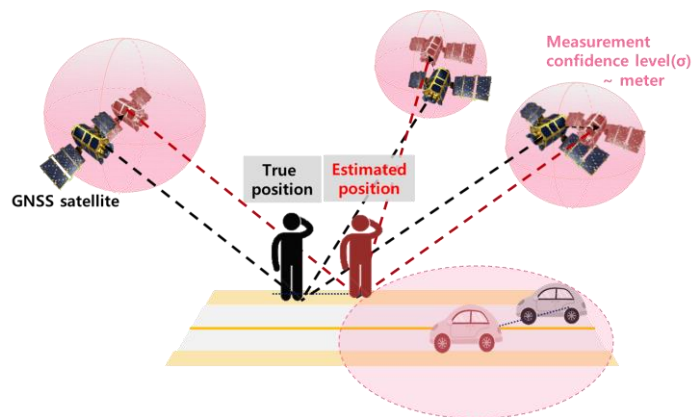


Fig. 1 GPS satellite orbit and user confidence level.

최근 드론 편대 비행, 자율 주행, 지능형 교통 시스템, 충돌 회피 등의 센티미터 수준의 정밀 위치기반의 어플리케이션들이 활발하게 연구됨에 따라, 실시간 GPS 위성의 정밀 궤도 및 정밀 궤도 신뢰수준 제공을 위한 실시간 정밀 궤도 결정 시스템이 요구되고 있다.[1]–[3] 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 고정밀 GPS 데이터 처리 기술, 위성 궤도 예측 기술, 실시간 순차 필터 등의 통합 기술로 센티미터 수준의 정밀 궤도와 정밀 궤도의 신뢰수준 추정이 가능하기 때문에, 국내외에서 실시간 궤도결정 시스템을 개발하고 있다. 국내 실시간 정밀 궤도 결정 시스템 연구는 고정밀 GPS 데이터 처리 기술, 위성 궤도 예측 기술 등의 기반 기술을 구축하여, 3D RMS 20cm 수준의 정밀 궤도 결정 및 제공이 가능하다. 그러나, 정밀 항법 사용자에게 적용하기 위해 보다 정밀한 수준의 실시간 정밀 궤도 결정 시스템이 필요하다. 따라서, 본 논문에서는 센티미터 수준의 실시간 GPS 위성 궤도 및 신뢰수준 제공을 위하여, 실시간 정밀 궤도 결정 시스템을 연구한다.

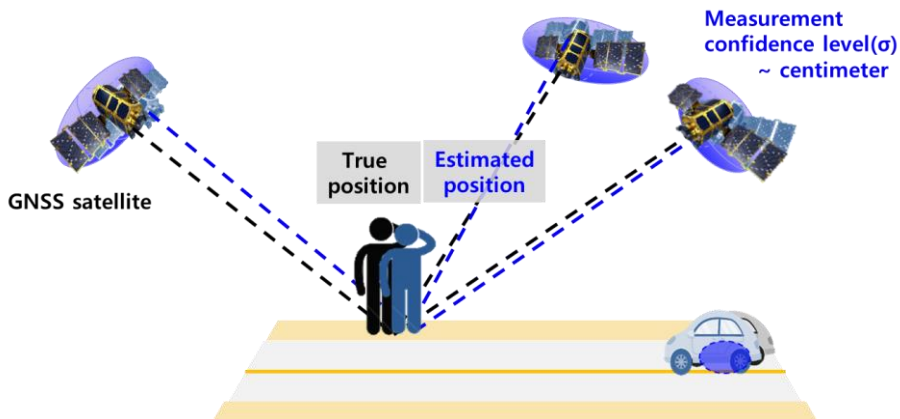


Fig. 2 Real-time precise GPS satellite orbit and user confidence level.

GPS 위성의 궤도는 다수의 기준국으로 구성된 네트워크를 활용하여 계산할 수 있다[4]. 그러나, GPS 위성은 고도 20,000km에 위치하기 때문에, 지상 네트워크의 측정치의 기하학적 배치로 인해 궤도 정확도가 매우 낮다. 따라서,

정밀한 궤도 역학을 함께 활용한 실시간 항법 위성 정밀 궤도 결정 시스템을 개발할 필요가 있다. 또한, 정밀 궤도 전파 기법은 정밀 궤도 역학과 정밀 좌표 변환, 수치 적분을 필요로 하기 때문에 계산량이 많아, 실시간 데이터 처리를 위해서는 전체 알고리즘을 파악하고, 알고리즘을 효율화할 필요가 있다.

더 나아가, 실시간 GPS 정밀 궤도 결정시스템은 궤도 공분산을 활용하여 궤도의 정밀 신뢰 수준을 제공할 수 있다. 실시간 정밀 GPS 궤도의 신뢰수준은 사용자 항법 성능 개선, 시스템 고장 감지 및 사용자 무결성등 활용도가 높다 [5]. 그러나, 현재 실시간 정밀 GPS 궤도의 공분산을 제공하고 있는 기관이 없기 때문에, 이에 대한 연구가 부족한 상황이다.[6] 따라서, 본 연구에서는 신뢰수준 제공을 위한 궤도의 정밀 공분산을 추정하고, 공분산 제공 파라미터의 효율화 방안을 연구했다.

본 연구에서는 전 세계에 분포한 기준국 측정치와 궤도 역학을 활용하여 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 개발하고, 이를 활용하여 정밀한 위성의 위치와 공분산을 추정한다. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정시스템은 알고리즘을 분석하여 실시간 구조에 적합하도록 알고리즘 효율화를 위해 알고리즘 계산량을 분석하고, 궤도 환경에 따른 실시간 정밀 궤도 결정 성능을 분석하여 최종적으로 센티미터 수준의 정밀 궤도 결정 시스템을 개발한다. 또한, 추정된 공분산의 특징을 분석하여 사용자에게 효율적으로 제공할 수 있는 방안을 제안한다. 제안된 공분산 제공방안은 시뮬레이션을 활용하여 사용자의 위치 신뢰수준에서 평가하여 효과를 확인한다.

2. 연구 동향

본 논문에서는 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 개발하고, 추정된 정밀 궤도 공분산 파라미터의 효율화를 수행했다. 본 절에서는 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템과 정밀 궤도 신뢰수준 제공방안 각각에 대한 연구동향을 살펴

본다.

1) 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템

GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 정밀 궤도 예측 모델, 섭동보정 변수 추정, 기준국 인프라, 고정밀 측정치 관측 모델, 수치적분 등의 통합 기술이다. 초기 GPS 위성의 정밀 궤도 결정 연구는 후처리 환경에서 활발히 진행되었으며, 궤도 예측 모델과 섭동 모델 변수 추정 등의 기술이 집중적으로 연구되고, 보다 정밀한 궤도 결정 수행을 위해 기준국 인프라가 확장되면서 성능이 점차 개선되었다.

미국 NASA (National Aeronautics and Space Administration) 의 JPL (Jet Propulsion Laboratory)은 GIPSY/OASIS (GNSS-Inferred Positioning System and Orbit Analysis Simulation Software) II 소프트웨어[7]와, 스위스 베른 대학의 CODE (Center for Orbit Determination in Europe)의 Bernese GNSS software[8]는 대표적인 후처리 정밀 궤도 결정 시스템으로, 각 기관들은 매일 궤도를 추정하고 이를 통합 및 평가하면서, 궤도 전파 모델을 포함한 궤도 결정 시스템을 개선했다.[9] CODE는 새로운 태양풍 모델 ECOM (Extended CODE Orbit Model)을 제안하여, 3D RMS 10cm 수준의 정밀 궤도 결정이 가능해졌다. 더 나아가, 기준국을 추가로 기준국 네트워크 확장되어, 관측 환경이 향상되었다. 1994년에는 38개 기준국을 활용하여 궤도 추정을 수행하였으나 [10], 현재는 100개 이상의 기준국으로부터 데이터를 수집하여 궤도를 추정에 활용하고 있다.[11]. 최근에는 SLR (Satellite Laser Ranging)을 활용하여 위성의 정확도를 평가하고, 이를 통해 궤도 전파 모델을 개선하면서, 1D RMS 2.5cm 수준의 정밀 궤도 결정이 가능해졌다.[12]–[14] 후처리 정밀 궤도 결정 연구는 지구 물리, 측지 등의 연구에 도움이 되었으며, 정밀 궤도 예측 모델 및 섭동력 계수 추정등의 성능을 향상시킬 수 있었다. 그러나 궤도 예측 모

델, 정밀 좌표 변환, 고정밀 관측 모델 처리, 다수의 기준국 데이터 처리 등의 과정은 계산량이 많기 때문에, 수일의 데이터 처리 시간이 필요하다. 따라서, 실시간 정밀 궤도를 활용하기 위해서는 추가적인 연구가 필요했다.

실시간 정밀 궤도 결정 시스템은 인공지능 자동차, 자율주행 차량 등의 실시간 정밀 항법 시스템의 요구에 따라 연구되었다. 실시간 정밀 항법 시스템은 RTK (Real-Time Kinematics)와 PPP (Precise Point Positioning) 등의 정밀 항법 시스템을 기반으로 하기 때문에, 사용자는 센티미터 수준의 정밀 궤도 정보를 필요로 한다. 또한, 실시간 처리를 위한 실시간 구조와 실시간 데이터 제공을 위한 효율적인 알고리즘 구성이 요구된다. 이를 위해, 실시간 정밀 궤도는 후처리 정밀 궤도로부터 미래 궤도를 예측하여 제공하는 방식[15]–[17]과 순차 필터를 활용하여 매 순간 궤도를 추정하는 방식[18]로 제안되어왔다. 현재 실시간 GPS 정밀 궤도의 종류는 대표적으로 IGS 초신속 궤도, IGS RTS (Real-Time Service)가 있으며, 상용 PPP 서비스 등이 있다.

IGS 초신속 궤도는 후처리 결과로부터 예측된 궤도로, 데이터 생성 시점에서 과거 3일치 데이터를 활용하여 궤도를 추정하고 24시간 궤도를 예측해 제공한다.[19] 이 방법은 기존의 후처리 정밀 궤도 결정 정확도가 2.5cm 수준으로 매우 정밀하기 때문에[20], 단순히 궤도 전파를 수행하는 방법 만으로도 정밀한 궤도를 제공할 수 있으며, 최대 1D RMS 5 cm 로 제공한다.[21] 그러나, 궤도 예측시간의 제공에 비례하여 궤도 정확도가 떨어지고, 추정 후 예측되지 않은 기동이 발생하면 궤도 정확도가 급격히 저하될 수 있다.

또 다른 방법은 순차 필터를 활용하여 실시간으로 GPS 측정치를 매 순간 실시간 위성의 위치를 결정하는 방식으로, IGS 분석 센터의 하나인 CNES (Centre National d'Études Spatiales)는 매 epoch 측정치를 활용하여 위성의 위치와 시계를 동시에 추정한다. [22] 순차 필터를 활용하는 방식은 위성의 기동을 즉각 반영할 수 있기 때문에, 외란에 강건하다. 또한 실시간으로 추정하기 때문에 성능이 유지되는 장점이 있다. 다만, 실시간 GPS 정밀 궤도 결정

시스템은 데이터 처리량이 상당하고, 정밀한 좌표 변환, 궤도 예측 기술, 수치적분은 계산량이 매우 크기 때문에, 실시간 구조의 순차 필터를 활용하는 경우 이를 최적화 할 필요가 있다.

국내 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 연구는 2010-2015년 한국천문연구원과 전자통신연구원, 연세대 공동 연구로 수행되었다. 확장형 칼만 필터를 활용하여 실시간구조의 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 구축하여 위성의 궤도 및 시계를 동시 추정한 결과, 3D RMS 20cm 수준의 정밀 궤도 결정할 수 있었다. 그러나, RTK와 PPP 같은 실시간 정밀 항법 시스템에 활용하기 위해, 보다 정밀한 실시간 정밀 궤도 결정 시스템 구축을 위한 연구가 필요한 상황이다. 그 외에도 세종대에서 GPS 정밀 궤도 결정 시 태양풍 계수의 상관성 연구, ECOM 모델을 사용한 후처리 정밀 궤도 결정 시스템의 궤도 오차 분석[23] 등의 궤도 전파 모델 및 섭동력 모델 계수 추정과 관련한 연구가 진행되고 있다.

2) 실시간 정밀 궤도 신뢰수준 제공 연구

실시간 정밀 궤도 결정 연구는 정확도 개선 연구가 주로 이루어져 왔으나 [19], [24], [25], 최근에는 실시간 정밀 사용자의 안전에 관심이 집중되면서 실시간 정밀 궤도 신뢰수준 제공에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다.

실시간 정밀 궤도의 신뢰수준은 일반적으로 URA (User Range Accuracy)로 사용자에게 제공한다[26]. URA는 측정치 내의 궤도오차 및 시계오차를 보장할 수 있는 스칼라 값이다[25], [27]. 궤도 오차는 사용자의 위치에 따라 서로 다른 크기로 측정치 오차를 발생하지만, URA는 지상의 모든 사용자의 궤도 및 시계오차를 보장하기 위해 최대오차보다 크게 제공된다. 이에 따라, 사용자는 불필요하게 큰 값을 제공 받게 된다. 무결성 관점에서 궤도 신뢰수준은 궤도오차를 over bound 해야하지만, 불필요하게 큰 궤도 신뢰수준은 시스템의 가용

성을 감소시킨다[28]. 따라서, 실제 오차 분포를 적합한 궤도 신뢰 수준을 제공할 필요가 있다. 또한 URA는 궤도 단독의 신뢰수준이 필요한 RTK 사용자의 경우에는 활용하기 어렵다.

실제 궤도오차 분포에 가장 적합한 궤도 신뢰 수준을 제공하는 방법은 궤도의 전체 공분산을 제공하는 방법이다. 궤도의 전체 공분산을 제공하면, 사용자는 위성 시선 벡터 방향으로 투영하여, 실제 측정치 내의 궤도오차 신뢰 수준을 계산할 수 있다. 궤도 전체 공분산을 제공하면 시스템의 가용성 향상뿐 아니라 사용자의 위치, 고장 감지 등 다양한 분야에서 성능 개선이 가능하다[29], [30]. 그러나 현재 전체 공분산 정보를 제공하고 있는 기관이 없기 때문에 위성 별 최대 오차 또는 축 별 표준편차 정보만을 활용하여 기대효과를 제안하고 있다. El-Mowafy는 궤도 공분산을 활용한 IGS RTS의 고장을 감지 방안을 제안하였으나, 현재 전체 공분산 정보가 없기 때문에 실시간 정밀 궤도의 최대 오차 수준을 활용하여 기대효과를 분석했다[29]. 향후 실시간 GPS 정밀 궤도의 전체 공분산이 제공된다면, 실제 오차 분포에 적합한 불확실성 제공이 가능해지며 이를 활용한 고장 감지 성능도 개선될 것으로 기대한다.

사용자 위치 신뢰수준 제공 등의 다양한 활용을 위해, IGS에서도 전체 공분산을 제공할 계획을 가지고 있다. 현재까지는 위성 별 ECEF 좌표계의 각 축 별 표준편차값을 제공하고 있다[6], 그러나, 궤도의 역학적 특성에 따라 궤도의 공분산은 축간 상관관계를 갖는다[26]. 따라서, 정밀 궤도의 전체 공분산을 제공할 필요가 있으며, 이와 관련한 연구가 필요하다.

3. 연구 내용 및 방법

본 연구에서는 정밀 항법 사용자의 정확도 개선과 신뢰수준 제공을 위한 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 개발하고, 신뢰수준 제공을 위한 공분산 파라미터 제공 방안을 연구한다.

실시간 정밀 궤도 결정 시스템은 순차 필터의 하나인 EKF (Extended Kalman Filter)를 활용하여 실시간구조를 구현하였다. 정밀한 궤도 결정을 위해 GPS 궤도 섭동력을 구현하고, 특별히 지구 및 달 그림자에 의한 태양풍 모델 추정 성능을 분석하였으며, 그림자 모델을 포함한 궤도 예측 기술과 섭동 모델 계수 추정을 고려한 궤도 결정 성능은 시뮬레이션과 실측데이터를 기반으로 검증했다. 궤도 결정 결과는 현재 가장 정밀하다고 알려져 있는 IGS의 정밀 궤도력을 기준 궤도로 평가 및 검증하였다. 위성의 공분산은 무결성을 만족하기 위해 제공된 공분산이 실제 오차를 충분히 반영하는지 분석했다.

실시간 정밀 궤도 시스템에서 추정된 정밀 궤도는 위성의 진행방향으로 큰 경향성을 가지는 위성오차를 가진다. 일반적으로 궤도 오차의 수준을 하나의 스칼라 값으로 제공하고 있는데, 이러한 궤도 오차의 공분산을 모두 제공해주면, 사용자는 자신의 위치 수준을 더 작게 계산할 수 있다. 본 연구에서는 공분산을 제공할 때 궤도 공분산의 특성을 고려하여 사용자에게 제공하는 방안을 제안하고, 제안된 방안이 공분산 정보를 충분히 제공함을 확인한다. 제공된 공분산은 위성 궤도의 신뢰 수준과 사용자의 위치 신뢰 수준의 향상 정도로 평가했다.

4. 연구 결과의 기여도

본 논문에서는 센티미터 수준의 실시간 궤도 결정 시스템을 개발하고, 실시간 정밀 궤도의 효율적인 공분산 파라미터 제공 방안을 설계하였으며, 다음과 같은 기여를 하였다.

첫째, 센티미터 수준의 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템을 구현했다. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정시스템은 고정밀 GPS 관측 데이터 처리, 위성 궤도 예측, 섭동 모델 변수의 추정, 자료 처리 필터 및 궤도 결정 기술로 구성된다. 시뮬레이션 및 실측데이터를 통해 성능을 검증하여, 국내 실시간 GPS 정밀 궤

도 결정 정확도 수준을 향상시켰다.

둘째, 이중차분 측정치를 활용하여 시계오차와 분리된 궤도 정보를 추정하고, 효율적인 알고리즘을 구현했다. 이중차분 측정치는 시계오차를 제거할 수 있어, 궤도 단독의 정보 제공이 가능하다. 또한 궤도 결정 시스템은 데이터 처리량이 많고, 추정 해야할 미지수가 많아 효율적인 알고리즘이 요구된다. 이중차분 측정치를 활용하여 추정 해야할 미지수를 감소시켜 효율적인 알고리즘을 구현했다.

셋째, 실시간 GPS 정밀 궤도 공분산의 효율적인 제공 방안을 제안했다. 궤도 오차 분포에 적합한 신뢰 수준을 제공하기 위해, 궤도 공분산 제공은 지속적으로 필요성이 제안되어 왔으나, 이를 효율적으로 제공하는 방안에 관한 연구 사례는 없었다. 실시간으로 추정된 궤도 공분산의 축간 상관관계 분석을 통해, 축간 상관관계는 제거할 수 있는 방안을 제안하여, 공분산 파라미터를 효율화 했다. 제안된 방법은 시뮬레이션을 통해 사용자 위치 신뢰수준 보장 및 가용성 향상을 검증되었다.

2장. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정을 위한 기본 요소

1. GPS 시스템

1) GPS 시스템 개요

위성항법 시스템은 다수의 위성을 활용하여 위성의 위치와 방송 시각을 제 공함으로써 사용자에게 사용자의 위치와 시각을 제공하는 시스템이다. GPS는 1987년부터 위성을 발사하기 시작해 1995년 정상 작동을 시작했다. 현재는 GPS 외에도 GLONASS, Galileo 등의 전 지구 항법 시스템을 구축하고 있다. 일본의 QZSS (Quasi-Zenith Satellite System)는 일본과 동아시아 영역을 대상으로 지역 항법 시스템을 구축하고 있다. 우리나라도 KPS (Korea Positioning System)를 구축하여 동아시아 영역에서의 독자 항법 시스템을 계획하고 있다.

GPS 시스템은 크게 위성, 제어국, 사용자 부문으로 나뉘며, 미공군에서 위성과 제어국을 개발, 유지 및 운영을 수행하고 있다. 위성은 지상 사용자에게 4 개 이상의 가시 위성 제공이 가능하도록, 30여개의 위성을 운용하고 있다. 현재 고도 약 20,000km 상공의 6개 궤도면에 위성들이 운용되고 있다. 위성에서 방송된 신호는 위성의 위치, 위성의 신뢰수준, 위성 시계, 위성의 고장여부 등을 메시지로 제공한다. [31] 2019년 현재, GPS 위성은 Block IIA, Block IIR, Block IIR-M, Block IIF, III/IIIF이 함께 운용되고 있다.

제어국은 중앙국, 위성항법 시스템 유지 및 감시를 위한 16개의 기준국, 11

개의 안테나으로 구성되어 있다.[32] 중앙국은 다수의 기준국에서 수신한 데이터 활용하여, 위성의 궤도를 추정하고 예측궤도를 생성하여 방송궤도력 메시지를 생성한다. 생성된 메시지는 안테나를 통해 위성으로 전송한다.[33]

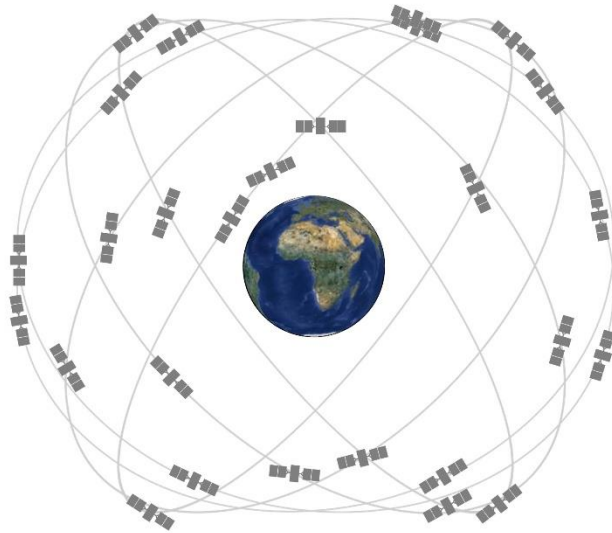


Fig. 3 GPS satellite constellation[34]



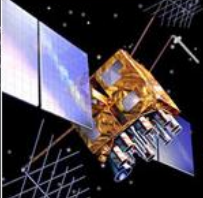


LEGACY SATELLITES			MODERNIZED SATELLITES	
				
BLOCK IIA	BLOCK IIR	BLOCK IIR-M	BLOCK IIF	GPS III/IIIF
1 operational	11 operational	7 operational	12 operational	1 in checkout

Fig. 4 Current satellite status[34]

2) GPS 측정치

GPS 위성은 사용자에게 L1 (1575.42 MHz)와 L2 (1227.6 MHz) 주파수로 신호를 방송하며, 최근에는 GPS 현대화로 L5 (1176.45MHz) 주파수도 함께 활용하고 있다.[31] 위성은 GPS 궤도를 공전하며 지구 방향으로 항법메시지를 포함한 위성항법 신호를 방송하고 있다. 항법 메시지는 사용자에게 위치를 제공하기 위해 위성의 위치, 시계오차등을 계산할 수 있는 정보를 항법 메시지로 제공한다[35].

GPS 측정치는 수신기에서 위성항법 신호를 수신하였을 때 사용자에게 제공할 수 있는 값들로 대표적으로 의사거리, 반송파 위상 측정치가 있다. [36]의 사거리 측정치는 위성에서 방송된 신호가 수신기에서 수신되기까지의 시간을 계산하여 거리정보를 계산한다.[37] 모든 전자기파는 빛의 속도로 이동하기 때문에, 위성에서 방송된 신호가 수신기에 도달하기 까지의 시간을 계산하면 위성으로부터 수신기까지의 거리 정보를 알 수 있다. 한편, 위성 시계와 수신기 시계는 서로 동기되어 있지 않아, 위성과 수신기 시계 오차의 상대값이 측정치 오차에 포함된다. 또한 위성항법 신호가 전리층을 통과하며 신호지연이 발생하고, 대류층을 통과하면서 신호의 굴절이 발생하여 측정치 오차가 발생한다. 그 외에도 신호가 전파하면서 다중경로 오차, 잡음 등의 오차가 발생하게 된다. 수식 (1)은 의사거리 측정치를 나타낸 것으로, 각 오차요소는 사용자 위치 추정에 영향을 주게된다.

$$\rho = d + B - b + I + T + M_{\rho} + \varepsilon_{\rho} \quad (1)$$

ρ : pseudo-range, d : True distance

B, b : Receiver and satellite clock error

I, T : Ionosphere and troposphere delay

M_{ρ} : Multipath, ε_{ρ} : Receiver noise

반송파 위상 측정치는 위성과 수신기의 오실레이터에 의해 생성된 반송파 신호의 위상 차이를 측정[38]한 것이다. 시각 차이를 활용하여 계산하는 의사

거리 측정치와 달리, 반송파 위상 측정치는 위성에서 전송된 반송파 위상과 수신기 내부의 위상 차이를 측정한다. 그러나, GPS 반송파 위상 측정치는 실제 몇 주기의 파장을 거쳤는지 알 수 없다.[39] 이를 반송파 위상 미지정수라고 하며, 미지정수를 정확하게 계산하여야 정밀한 사용자 위치를 계산할 수 있다. 그 외에도 반송파 위상 측정치에는 의사거리 측정치와 마찬가지로 위성 및 수신기 시계 오차, 대류층 및 전리층 지연 오차, 다중 경로 오차, 잡음이 포함된다. 의사거리와는 달리 반송파 위상의 경우 다중경로 오차 크기가 작기 때문에 일반적으로 무시 가능하다[40] 수식 (2)는 반송파 위상 측정치에 포함된 거리 및 오차요소를 수식으로 나타낸 것이다.

$$\phi = d + B - b - I + T + N\lambda + m_{\phi} + \varepsilon_{\phi} \quad (2)$$

ϕ : carrier-phase, N: ambiguity, λ : wave-length

m_{ϕ} : carrier-phase multipath, ε_{ϕ} : carrier-phase receiver noise

3) GPS 측정치 기타 오차 요소

위성항법 시스템의 신호는 위성에서 사용자에게 도달하기까지 다양한 오차 요소들이 발생한다. 위성 시계, 수신기 시계, 전리층 지연, 대류층 지연, 수신기 잡음 외에도 Hardware bias, 안테나 위상 중심 오프셋 및 위상 변동 등이 존재한다. 본 장에서 소개하는 기타오차요소는 크기가 작지만, 정밀 측위를 위해 필요한 오차 요소들을 설명하고, 이를 보상하기 위해 필요한 정보들을 설명한다. 본 절의 대부분의 내용은 [41], [42]를 참고하여 서술하였다.

① Hardware bias

Hardware bias는 위성에서 송신된 신호가 수신기에서 수신되기까지 위성 송신기 또는 사용자 수신기의 Hardware에서 발생하는 시간지연을 말한다.[43]

수신기의 경우, 실제 신호가 안테나에 수신된 시각과 신호가 변조되어 내부 수신기 시계에서 수신된 시각 사이에 시간 지연이 발생하는데 이를 수신기 Hardware bias라고 한다. Hardware bias의 종류에는 inter frequency bias (IFB), inter-system bias (ISB), Differential Code Bias (DCB)가 있다. 현재 IGS에서는 P1, P2 전리층 제거 조합을 기준으로 시계를 정의하고 있다.

IFB는 주파수에 따라 하드웨어 지연이 달라지는 현상을 말하며, 수신기마다 주파수에 따라 다른 값을 가진다. 따라서, 다른 기종의 수신기를 활용하여 차분을 수행하면, 잔여오차가 남게 된다. 다행히도 수신기 기종이 같은 경우에는 IFB는 기기 별로 유사하여[44], 동일 회사의 기종 사용시, 수신기 차분으로 hardware bias는 제거될 수 있다. ISB는 서로 다른 위성항법 시스템 사이의 편향 값으로, 다중위성항법 시스템에서만 영향을 미친다. 마지막으로 DCB는 위성별, 주파수별로 다르지만 기준국에 대해서는 영향을 받지 않기 때문에, 위성 차분시 제거된다.

본 연구에서는 동일 회사의 수신기 기종으로 네트워크를 구성하고, 이중차분 측정치를 활용하기 때문에 Hardware bias의 영향을 무시할 수 있었다.

② 안테나 오프셋과 위상 중심 변동

위성에서 방송된 위성항법 신호는 위성의 안테나 위상에서 사용자의 안테나까지 이동하며, 측정치에 포함된 거리 정보는 위성 안테나에서 방송된 위치로부터 수신기의 안테나에서 수신된 위치 사이의 거리이다. [42] 일반적으로 위성의 정밀 궤도 결정에서는 궤도역학을 활용하기 위해 질량중심 위치를 제공하며, 기준국은 안테나 바닥 위치를 제공한다. 따라서 정밀 항법 사용자가 위성의 실제 방송위치를 계산하거나 자신의 위치를 계산하기 위해서는 안테나 오프셋과 위상 중심 변동을 각각 보상해야 한다. 따라서, IGS는 각 위성과 수신기 종류별 안테나 오프셋 및 위상 중심 변동 보상을 위한 값을 ANTEX로

제공하고 있으므로, 이를 활용하여 보상할 수 있다.

위상중심이란, 안테나에서 신호가 송수신되는 위치의 평균위치를 말한다. 위성의 안테나 오프셋은 위성의 질량중심과 위상 중심 사이의 거리를 말하며, 위성 중심 좌표계에서 정의된다.[45] 따라서, 사용자는 GPS 위성의 자세를 계산하여, 보상할 수 있다. GPS 위성의 자세는 지구를 안테나가 지향하고, 태양열 전지판은 태양을 지향하도록 유지하고 있다. 일반적으로 GPS 위성의 위상중심 보상을 위해 지구 중심방향을 z축으로 정의하고, 태양 전지판의 축을 y축으로 정의한다. y축은 z축과 태양의 방향과 수직하게 정의한다. 따라서, 태양과 위성의 위치벡터를 활용하여 위성의 자세를 (3)과 같이 계산할 수 있으며, 이를 활용하여, (4)와 같이 위상 중심을 보상할 수 있다.

$$\hat{e}_Z = -\frac{\vec{r}_{satellite}}{|\vec{r}_{satellite}|}, \hat{e}_Y = \hat{e}_Z \times \frac{\vec{r}_{Sun} - \vec{r}_{satellite}}{|\vec{r}_{Sun} - \vec{r}_{satellite}|}, \hat{e}_X = \hat{e}_Y \times \hat{e}_Z \quad (3)$$

$\hat{e}_X, \hat{e}_Y, \hat{e}_Z$: Unit vector of X, Y, Z axis in satellite body-frame

\vec{r}_{Sun} : Position vector of Sun

$\vec{r}_{satellite}$: Position vector of satellite

$$\vec{r}_{PCO} = X_{pco} \hat{e}_X + Y_{pco} \hat{e}_Y + Z_{pco} \hat{e}_Z \quad (4)$$

$X_{pco}, Y_{pco}, Z_{pco}$: Phase center offset in satellite body frame provided by IGS

안테나 오프셋은 일반적으로 z축 방향으로 크게 나타난다. 안테나 오프셋은 z축 방향으로 가장 크게 나타나는 이유는 안테나가 위성의 외부에 부착되기 때문이다. Fig. 5는 Block IIF 위성의 사진으로 위성 본체에 태양열 전지판이 달려있는 구조로 구성되어있어, 안테나는 위성이 지구를 지향하는 방향의 한 면에 부착되어 있으며, 위성의 본체는 약 2m 수준의 육면체로 나타나기 때문에, 안테나는 위성으로부터 약 1m 위치에 떨어져 있다.

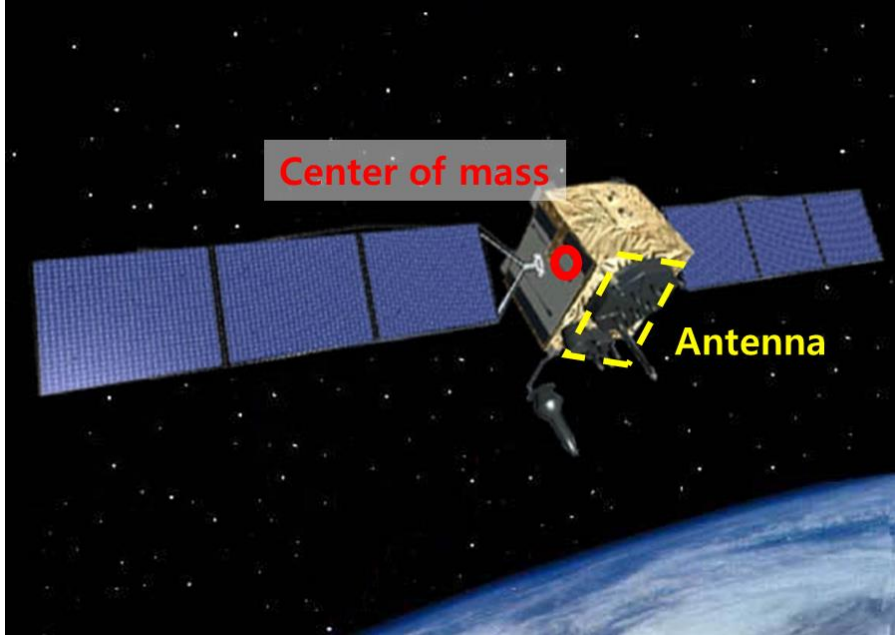


Fig. 5 GPS block IIF satellite center of mass and antenna [46]

지상의 기준국 안테나는 수평면에 맞추어 설치되며, 북쪽 방향으로 기준을 맞추어 설치된다. 따라서, 모든 기준국 안테나는 ENU (East North Up) 좌표계에서 동일한 크기의 안테나 위상 중심 오프셋과 위상중심 변동을 가지게 된다. 따라서, 지상의 안테나 위상 중심은 ENU 좌표계에서 정의 되고, IGS는 안테나 기준 별 위상 중심 오프셋과 변동을 모두 제공한다.

$$\vec{r}_{PCO} = E_{pco} \hat{e}_E + N_{pco} \hat{e}_N + U_{pco} \hat{e}_U \quad (5)$$

$E_{pco}, N_{pco}, U_{pco}$: Phase center offset for user receiver
in ENU frame provided by IGS

위상 중심 변동은 위성의 위상중심으로부터의 변동량을 말한다. 위성의 위상 중심 변동은 Fig. 6와 같이 지구 중심 방향을 기준으로 정의하는 θ (nadir angle)를 기준으로 제공한다. 위성의 안테나는 지향성 안테나이기 때문에, 지구 중심방향으로 자세를 유지하며 신호를 방송하고 있으며, 위상 중심 변동은

θ 값의 범위는 0도에서 17도로, θ 을 1도 기준으로 나누어 위성 중심 변동의 크기를 제공하고 있다. 사용자는 자신의 위치에서 θ 을 계산하여, 제공된 위성 중심 변동 크기를 선형보간하여 활용할 수 있다.

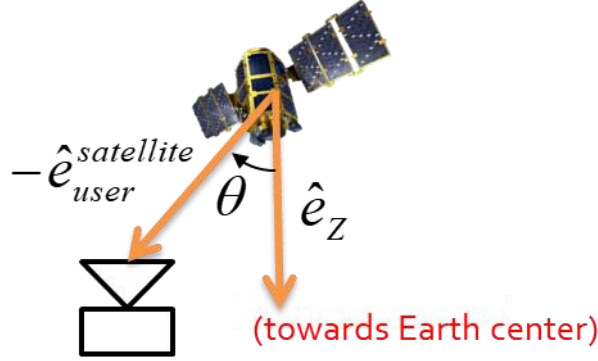


Fig. 6 Nadir angle.definition.

$$\theta = \cos^{-1} \left(-\frac{\hat{e}_Z \cdot \hat{e}_{user}^{satellite}}{|\hat{e}_Z \cdot \hat{e}_{user}^{satellite}|} \right), \hat{e}_{user}^{satellite} = \frac{\vec{r}_{satellite} - \vec{s}_{user}}{|\vec{r}_{satellite} - \vec{s}_{user}|}, \hat{e}_Z = -\frac{\vec{r}_{satellite}}{|\vec{r}_{satellite}|} \quad (6)$$

θ : Nadir angle

$\hat{e}_{user}^{satellite}$: Unit vector of direction from user to satellite

$\vec{r}_{satellite}, \vec{s}_{user}$: position vector of satellite and user

반면, 지상의 기준국 안테나의 위성 중심 변동 크기를 위성의 양각과 방위각을 양각과 방위각을 기준으로 보상값을 제공한다. 양각은 0-90도 사이의 값을, 방위각으로는 0-360도 사이의 값을 5도 간격으로 제공하며, 사용자는 선형보간으로 보상값을 활용할 수 있다. Fig. 7는 Trimble 59800 안테나의 위성 중심 변동 크기를 나타낸 것이다.

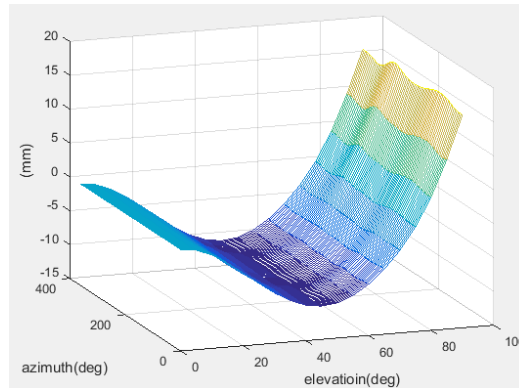


Fig. 7 Trimble 59800 antenna phase center variation.

③ 위상 말림 현상 (Phase wind-up)

GPS 위성은 우측 원형 편파로 신호를 방송하기 때문에 반송파 위상은 위성의 상대적인 안테나 좌표계의 차이에 따라 관측되는 위상의 차이가 발생한다. 위성의 안테나와 수신기의 안테나가 서로 한바퀴를 돌게 되면 반송파 위상 측정치는 한 파장 차이가 발생한다. 이러한 현상을 위상 말림 현상이라고 한다 [47],[48]. 따라서, 정밀 항법 사용자의 경우, 위성의 자세를 고려한 위성체 좌표계와 수신기 안테나 좌표계를 활용하여 위상 말림 현상이 한파장(19cm) 까지 발생할 수 있기 때문에, 반드시 보상해 주어야 한다. 위상 말림 현상은 수신기와 위성의 좌표계의 상대적인 위치에 따라 발생하기 때문에, 위성의 동체 좌표계와 기준국의 지역 좌표계를 활용하여 보상할 수 있다.

④ 지각 및 해양 조석 현상

지구는 태양과 달의 중력으로 인해 지구의 지각 및 해양의 형태가 변한다. 이러한 현상을 조석현상이라고 하며, 조석현상에 의해 지각과 기준국의 위치가 함께 변한다. 따라서 정밀한 측위를 수행하기 위해서는 조석 현상을 고려할 필요가 있다. 조석에 의한 지구의 변형은 지각, 해양, 대기, 축으로 크게 네가지

로 분류된다[49]. 각 모델은 태양과 달의 위치, 사용자 위치, 시각에 따라 모델링되며, IERS에서는 각 모델을 제공하고 있다. 따라서, 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 실시간으로 태양과 달의 위치, 기준국의 위치를 활용하여 조석현상을 보상해 주어야 한다.

⑤ 상대성 효과

상대성 효과는 움직이는 좌표계 간의 시계가 서로 다르게 흐르기 때문에 발생한다. 현재 원자시계는 회전하는 지구 표면에서 정의하고 있다. 그런데 상대성효과에 따라 상대 속도 및 중력장 차이에 따라 상대성 효과가 발생하기 때문에, 이를 보상해주어야 한다. 정밀 측위 사용자가 고려해야할 상대성 효과는 크게 두가지가 있다. 먼저, 궤도의 이심률에 의해 상대성효과는 방송궤도력의 항법 메시지에 포함되어 있는 정보로 (6)과 같이 보상이 가능하다. 또한, 두번째 상대론적 효과는 지구와 위성의 중력장 차이로 발생하는 오차로 신호전파 보정이 (7)과 같이 보상되어야한다.

$$\Delta t_r = Fe(A)^{1/2} \sin(E_k) \quad (7)$$

$$F = \frac{-2\mu^{1/2}}{c^2} = -4.442807633(10^{-10}) \text{sec}/(\text{meter})^{1/2}$$

$$\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{meter}^3 / \text{sec}^2$$

$$c = 2.99792458 \times 10^8 \text{meter} / \text{sec}$$

A: semi-major axis

E_k : eccentricity anomaly

$$\delta path = \frac{2\mu}{c^2} \ln \frac{\rho^s + \rho_r + \rho_r^s}{\rho^s + \rho_r - \rho_r^s} \quad (8)$$

ρ^s, ρ_r : the distance of satellite and reference station
from center of earth

ρ_r^s : the distance between satellite and reference station

2. IGS

1994년 설립된 IGS (International GNSS Service)는 위성항법시스템의 측정치와 정밀 데이터를 제공하는 기관이다. 위성항법 시스템의 다양한 과학적, 교육적, 산업적 활용을 위해 세계적인 기준국시스템을 구축하고, 데이터를 제공한다. 다양한 기관과 대학, 연구소가 함께 연합하여 위성항법시스템의 정밀 위성 궤도 추정, 지구 자전 감시, 전리층 및 대류층 감시, 기준국 위치 추정 등을 수행하고 제공한다. 현재, IGS는 Fig. 8와 같이 400여개의 기준국을 구축하여 GPS, Galileo, Beidou, QZSS 등의 위성항법 시스템 신호를 수신하고, 사용자에게 제공한다. 전 세계적으로 4개의 데이터 센터에서 각 데이터를 관리하고, 12개의 분석 센터에서 위성항법 데이터를 활용하여 정밀 위성 궤도 및 시계, 정밀 대류층, 전리층 전자밀도 등을 추정하여 제공한다. 본 절에서는 특별히 IGS에서 제공하는 궤도 데이터와 이를 활용하는 방법에 대해 설명한다.



Fig. 8 IGS reference network status (11/15/2019).

IGS에서 제공하는 위성 궤도 및 시계는 방송궤도력, 신속 정밀궤도력, 초신속 정밀 궤도력, 후처리 정밀궤도력 총 4가지 제품을 제공한다. 방송궤도력은 위성에서 실시간으로 방송하는 궤도 정보이다. IGS 기준국은 실시간으로 수신된 항법 데이터를 저장하고, IGS 데이터 센터로 송신하여 실시간 데이터 활용을 돕는다. 데이터 센터에서는 방송궤도력 정보를 실시간 스트리밍으로 제공하기도 하고, RINEX 형식으로 1시간 간격 또는 하루 간격으로 데이터를 업로드한다. 방송궤도력의 정확도는 미터 수준이며, 위성의 방송중심 좌표를 제공한다.

그 외에도 신속 정밀궤도력, 초신속 정밀 궤도력, 후처리 정밀 궤도력은 10여개의 IGS 분석기관에서 추정한 정밀 궤도를 제공한다. 그 중 가장 정밀한 궤도 정보는 후처리 정밀 궤도력이다. 후처리 정밀 궤도력은 1-3일의 위성항법 데이터를 활용해 센티미터 수준의 정확도를 가지고 있어, 실시간 궤도의 정확도를 평가하거나, 후처리 정밀 위성항법 수행에 주로 활용된다. 그러나, 궤도 정보를 생성하는데 12-18일의 데이터 처리 기간이 필요하기 때문에, 실시간 사용자가 직접 활용하는 데는 어려움이 있다. 신속 궤도력은 후처리 정밀궤도력 보다 데이터 처리 기간을 17-41시간으로 후 제공되는 제품이다. 위성의 궤도 정확도는 후처리 정밀궤도와 유사하지만, 위성의 시계오차 수준이 감소한다. 더 나아가, 실시간 사용자에게 정밀한 위치 제공을 위해, 초신속 궤도력을 제공하고 있다. 초신속 궤도력은 최근 3일 데이터를 활용하여 후처리 정밀 궤도 결정을 수행하고, 24시간 궤도를 예측하여 정밀 위성 궤도 및 시계정보를 제공한다. 매일 3, 9, 15, 21시에 후처리된 24시간 데이터와 예측된 24시간 궤도를 제공하여, 사용자에게 실시간으로 정밀 궤도를 제공하고 있어, 실시간 정밀 항법 수행을 지원한다. 각 궤도는 시간계는 GPST를 기준으로 제공되고, 방송궤도력의 좌표계는 WGS84, 정밀궤도력의 좌표계는 ITRF 2014다.

본 연구에서는 추정된 실시간 정밀 궤도를 후처리 정밀 궤도력을 기준으로 평가한다. IGS 최종궤도는 정밀한 궤도 추정을 위해 12-17일 이후에 궤도 제

공이 가능하다는 단점을 가지지만, 필터의 정확도를 평가하는데 가장 적합하다. 따라서 원하는 시점에서의 정밀 궤도 계산은 보간이 필요하다. IGS에서 제공되는 궤도 데이터의 보간법은 [68]에서 2시간 데이터의 보간을 위해서는 앞뒤 한시간 데이터를 포함한 4시간 데이터를 16차 다항식으로 보간하여야 mm 정확도로 보간이 가능함을 확인했다.

3. 시간계 및 좌표계

실시간 GPS 정밀 궤도 결정시스템은 다양한 측정치와 좌표 변환, 섭동력 모델등을 통합한 시스템으로, 각 모듈별로 서로 다른 좌표계와 시간계를 활용한다. 본 절에서는 다양한 시간계와 좌표계의 정의 및 관계를 설명하고, 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템에서 활용한 시간계와 좌표계를 소개한다.

1) 시간계

시간은 일상생활이나 과학, 공학 등의 분야에서 활용되는 차원으로, 태양시, 항성시, 원자시 등의 다양한 시간계가 존재한다. 시간을 정의하는 방법은 지구 자전, 지구 공전, 원자 진동 등을 기준으로 정의할 수 있으며[50], 각 시간계는 용도에 따라 다르게 사용될 수 있다. 본 절에서는 지구 자전으로 정의된 태양시, 항성시, 세계시를 설명하고, 지구 공전을 고려한 지구 역학시, 원자 진동으로 정의된 원자시를 각각 설명한다.

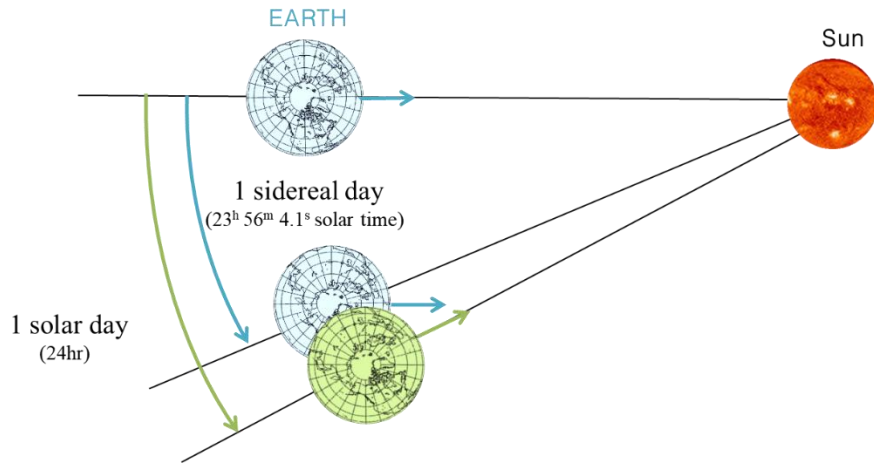


Fig. 9 Solar time and sidereal time

지구의 자전으로 시간을 정의하는 방법은 크게 태양을 기준으로 하는 태양시(Solar time)와 춘분점을 기준으로 하는 항성시(Sidereal time)로 나뉜다. 태양시는 태양의 남중고도 주기를 하루로 정의한다. 태양시로 하루동안 지구는 약 361도 자전하는데, 이는 지구가 태양을 공전하기 때문이다. 반면, 항성시는 항성을 기준으로 계산하기 때문에, 태양시와 같이 지구 공전에 의한 효과를 무시할 수 있어, 항성시로 하루동안 지구는 360도 회전한다. 따라서 좌표변환을 위해 지구의 자전을 계산할 때는, 항성시를 활용해야 한다. Fig. 9는 지구의 자전과 항성시, 태양시의 관계를 나타낸 그림이다.

지구의 자전은 조수 변동, 내부질량의 이동 등으로 인해 관성 모멘트와 회전축 진동 등으로 자전 속도가 균일하지 않다. 따라서, 태양시와 항성시는 실제 시간(Apparent time)과 평균시간(mean time)으로 나누어 정의할 수 있다. 1935년 국제 천체 연맹에서는 그리니치의 평균 태양시에 12시간을 더하여 정의한 세계시(Universal Time)를 제안했다.[51] 세계시는 UT0, UT1, UT1R, UT2등 여러 종류가 있으나, 가장 보편적으로는 극 운동의 영향을 보정한 UT1을 활용한다. 이를 활용하면, 춘분점과 지구고정 좌표계의 x축 간의 각도

를 계산할 수 있기 때문에, 지구 관성 좌표계 대비 지구 고정 좌표계의 자전 효과를 고려할 수 있다. 그런데, UT1은 평균 태양시이기 때문에, 먼저 GMST(Greenwich mean sidereal time)을 계산하고, 실제 항성시 GAST (Greenwich apparent sidereal time)을 계산해야 한다.

원자시(Atomic Time)는 원자의 진동 횟수를 기준으로 1초를 정의하고 정밀하게 유지된다. 지구의 자전속도는 계속 느려지기 때문에, 지구 자전을 기준으로 정의한 시간의 길이는 일정하지 않고 변하게 된다. 반면, 국제 도량형국(BIPM, bureau International des Poids et Mesures)에서는 원자시의 하나인 TAI (International Atomic Time)를 제공하며, 이를 유지하기 위해 세계 각지의 400 여개의 원자시계로부터 세슘 원자의 공전 주기를 활용하여 1초를 정의한다. 우리의 일상생활에서 활용하는 UTC (Coordinated Universal Time)의 초단위는 TAI에서 정의된 초 단위를 활용하지만, UT1과 0.9초 이상 차이 나지 않도록 유지된다. 이를 위해 윤초 (leap second)를 매년 제공한다. GPS 시계도 원자시의 하나로, TAI와 동일한 초 단위를 가지며, 1980년 1월 6일의 UTC와 동기되어 있기 때문에, TAI 대비 19초의 윤초를 갖는다.

역학시 (Dynamic Time)는 태양계의 행성 운동을 유도하기 위해 정의된 시간이다. 태양계역학시(Barycentric Dynamic Time)는 뉴턴 역학의 개념을 따르는 관성 시간계로 운동 방정식에 활용되는 시간 변수에서 활용된다. 지구시(Terrestrial Time)는 준 관성 지구 역학시(Terrestrial Dynamic Time)와 천문력(Ephemeris Time)으로도 불리며, 위성 궤도 운동에 대한 미분 방정식 해석 등에 활용될 수 있다. 특별히, 두 시간계 모두 태양과 달의 위치를 계산할 때 활용된다.

각 시간계의 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다. 좌표변환의 지구 자전을 계산하는 UT1 시간은 TAI 대비 점점 느려지고 있기 때문에, TAI-UTC 윤초를 활용하여 보상하고, UTC-UT1 차이는 추정하여 보상해야 한다. 가장 최근에 UTC에서 발생한 윤초는 2016년 12월 31일 1초이며, 현재 TAI 대비

UTC 사이의 윤초는 37초이다. GPS 측정치는 GPS 신호가 방송된 시각과 수신된 시각을 측정함으로써 측정치를 제공하며, 궤도 역학에서 좌표 변환, 태양과 달의 좌표 등은 서로 다른 시간계를 활용하고 있다.

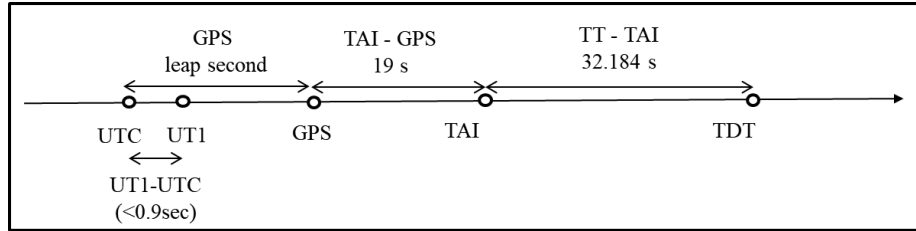


Fig. 10 Relation between various time systems.

본 논문의 위성궤도 결정시스템은 다양한 시간계 및 좌표계를 사용한다. 위성의 시간계는 위성 궤도 역학의 기준이 되는 TDT (Terrestrial Dynamic Time), 측정치의 기준시간인 GPST (GPS Time) 를 활용한다. 또한, 좌표 변환 단계에서 지구 자전을 고려할 때는 UT1을 활용한다.

2) 좌표계

GPS 시스템은 사용자의 일상에 밀접한 지구 중심, 지구 고정 좌표계 ECEF (Earth-centered Earth-fixed)를 중심으로 정보를 제공한다. 그러나 궤도 역학 및 천체 좌표계는 지구 중심, 지구 관성 좌표계 ECI (Earth-centered inertial) 에서 정의된다. 본 절은 ECEF, ECI 좌표계의 개요를 설명하고, 본 연구에 활용한 좌표계를 정리한다.

ECI는 ICRS (International Celestial Reference System)이라고도 불리며, 국제 천체 연맹에서 우주의 먼 천체인 퀘이사, 은하 등을 활용하여 VLBI(Very

Long Baseline Interferometer)로 좌표계를 정의한다. 대표적으로는 J2000, ICRF (International Celestial Reference System)가 있으며 두 좌표계의 축간 각도 차이는 0.1arcsec 수준이다. ECEF는 ITRS (International Terrestrial Reference System)이라고도 불린다. ITRS의 종류로는 ITRF(International Terrestrial Reference Frame), WGS(World Geodetic System) 84 등이 있다. ITRF는 GPS, VLBI, SLR(Satellite Laser Ranging), DORIS(Doppler Orbitography and Radio-positioning Integrated by Satellite instrument) 등의 측지 시스템을 활용해 좌표계의 실현을 생산한다. ITRF는 IERS에서 수립 및 관리를 수행하고 WGS84는 NGA (National Geospatial-Intelligence Agency)에서 GPS 측정치를 기반으로 추정 및 관리를 수행한다.

IERS (International Earth Rotation Service)는 ICRF와 ITRF를 수립하고, 두 좌표계 사이의 좌표변환을 위한 매개 변수를 관리한다. 일반적으로 두 좌표계 사이의 좌표변환은 축의 세차 및 장동운동, 자전효과, 극 운동 네가지로 나누어 모델링을 수행하고 활용한다. 특별히 자전효과는 지구의 자전속도가 일정하지 않기 때문에 UT1-UTC 시간을 추정해주어야 정밀한 좌표변환이 가능하다. 또한 극운동의 극 좌표 x_{pole} , y_{pole} 의 값을 추정해야한다. 따라서, IERS는 이와 같은 ERP (Earth Rotation Parameter) 또는 EOP (Earth Orientation Parameter)로 불리는 값들을 추정하고, 1년의 예측값을 발행하고 있다. [52], [53] 본 연구에서는 IERS C04 형식의 EOP 데이터를 활용하여 좌표변환을 수행한다.

궤도역학은 ECI 좌표계에서 구현되며, 일반적인 GPS 시스템은 ECEF를 기반으로 구현된다. 본 연구에서 활용된 ECI 좌표계는 J2000을 활용하고, 태양과 달의 좌표계는 ICRF, IGS 정밀궤도력은 ITRF 2014, 방송궤도력은 WGS84를 활용한다. 활용하는 제품에 따라 적절한 좌표변환을 취하였으며, ECI와 ECEF 좌표계 사이의 좌표 변환 방식은 Equinox based method를 활용했다.

4. GPS 위성 동역학

GPS 위성은 고도 20,000km 상공을 공전하고 있다. 해당 고도에서 위성은 지구 중력 뿐아니라 태양과 달의 중력, 태양풍, 조수 간만 차에 의한 중력변화, 상대성 효과 등의 힘을 받는다. 따라서, 위성의 궤도를 정밀하게 결정하기 위해서는 각 섭동력의 영향을 분석하고 정밀하게 고려해야 한다.

Fig. 11은 PRN 1 위성이 2018 년 1월 15일 하루 동안 공전할 때, 위성에 미치는 힘의 크기를 나타낸 것이다. 각 섭동력은 매우 작은 크기의 힘으로 위성의 움직임에 작용하지만, 힘이 24시간 전파되면 궤도 예측값은 상당히 크다. 따라서, 위성 동역학을 활용한 궤도 전파나 이를 활용한 정밀 위성 궤도 결정을 수행하는 경우 위성 동역학은 정밀하게 고려되어야 한다. 따라서, 4절에서는 각 섭동력의 발생 원인을 설명하고, 본 논문에서 고려한 방법을 소개한다.

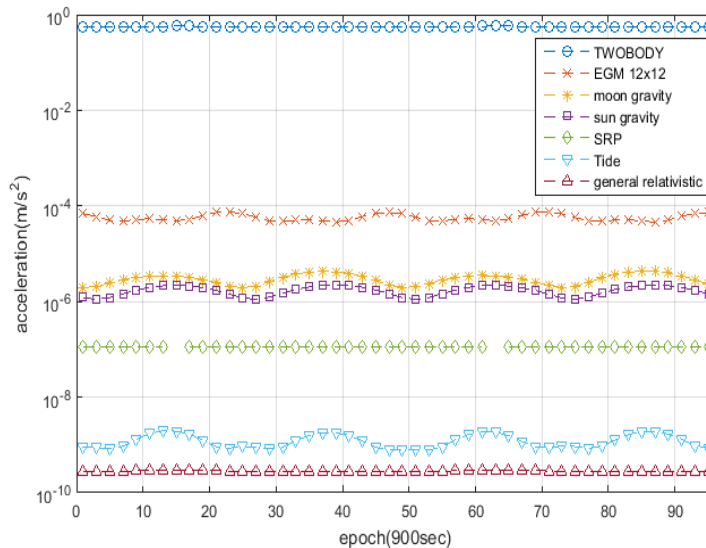


Fig. 11 Perturbations for PRN1 orbit on the 1st day of 2018.

1) 지구의 중력

지구에 의한 중력은 TWO BODY problem으로 지구와 위성 두 질량을 질점으로 가정하여 다음과 같이 나타낼 수 있다. 이 때, 지구에 의해 생성된 중력장은 거리에 따라 균일한 중력장을 가진다. 그러나 실제 지구는 부피를 가지는 질량이기 때문에, 지구의 중력장의 분포가 균일하지 않다. 따라서 이를 고려하여 모델링해야 한다. 지구의 형태는 적도부근이 뚱뚱한 형태의 비균일 물체일 뿐 아니라, 태양과 달의 인력에 의한 조석현상으로 지각과 바다가 각각 시간에 따라 변한다. 따라서, 지구의 중력장은 정적인 영역과 조수 간만의 차에 의해 따로 모델링 되었으며, 본 장에서는 정적인 영역에 대해 설명하고 조석 현상에 의한 중력장 변화는 4)에서 설명한다. [52]

$$U = \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{n,m}(\sin \phi) (c_{nm} \cos(m\lambda) + s_{nm} \sin(m\lambda)) \quad (9)$$

$$= \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{n,m}(\sin \phi) (c_{nm} \cos(m\lambda) + s_{nm} \sin(m\lambda)) \right]$$

μ : the gravitational constant of the Earth

P_{nm} : Legendre polynomial

c_{nm}, s_{nm} : spherical harmonic coefficients

r : range of satellite to Earth center

R : radius of the Earth

ϕ : latitude, λ : longitude, l : degree, m : order

1980년대 이후 CHAMP, GRACE 저궤도 위성과 구면조화 함수를 활용하여 지구 중력장 모델을 추정하기 시작했다. 현재 구면조화 함수를 활용하여, 제공되는 중력장 모델은 EGM96, JGM-3, EGM2008 등이 있다. 본 논문은 IERS (International Earth Rotation Service)에서 제공하는 EGM 96 모델을 활용하였으며, 해당 모델은 지구의 중력장을 구면조화 함수 360 차항까지 지원한다. 본 논문에서는 EGM 96 모델의 12차항까지 고려하였다.

2) 3체 중력

위성은 우주환경에서 지구의 중력뿐 만 아니라 태양과 달의 중력의 영향을 받는다. 태양과 달 그리고 태양계 행성에 의한 중력은 천체들을 질점으로 가정해도 정밀하게 유도할 수 있다.[54] 지구 중심 관성 좌표계에서 중력에 의한 섭동은 만유인력 법칙에 따라 위성의 위치, 천체의 위치와 중력상수, 질량으로 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{a}_{\text{Third}} = \mu_{\text{Third}} \left(\frac{\bar{\mathbf{r}}_{\text{Third}} - \bar{\mathbf{r}}}{|\bar{\mathbf{r}}_{\text{Third}} - \bar{\mathbf{r}}|^3} - \frac{\bar{\mathbf{r}}_{\text{Third}}}{|\bar{\mathbf{r}}_{\text{Third}}|^3} \right) \quad (10)$$

$\mathbf{a}_{\text{Third}}$: acceleration of the third body gravity,

μ_{Third} : gravitational constant of the third body,

$\bar{\mathbf{r}}_{\text{Third}}, \bar{\mathbf{r}}$: the position vector of the third body and a satellite

천체의 위치는 미국 항공우주국 JPL (Jet Propulsion Laboratory) 에서 제공하는 DE 405를 활용한다. JPL은 다양한 우주 비행체 미션 수행을 위해 태양, 달 그리고 9개의 태양계 행성의 위치를 추정하고, 예측 위치를 제공한다. [55] DE 405 모델은 1997년 생성되어, 1599 년부터 2201 년까지의 위치를 제공하기 때문에, 본 연구뿐 아니라 다양한 궤도 결정 연구에서 활용되고 있다. 이때, 천체 위치는 시리즈 별로 다른 좌표계로 제공되고 있는데, DE 100 시리즈는 B1950 좌표계를 기준으로 제공하며, DE 200 시리즈는 J2000 좌표계로, DE 400 시리즈는 ICRF (International Celestial Reference Frame) 좌표계로 천체의 위치를 제공한다.

IGS의 후처리 정밀 궤도 결정에서는 태양과 달 뿐아니라, 수성, 목성, 금성, 토성의 중력까지 고려한다. 태양과 달은 10^{-6} 수준이지만 그외의 금성, 목성, 화성은 각 천체에 의한 중력의 크기는 10^{-11} , 10^{-12} , 10^{-16} 수준으로 본 연구에서는 태양과 달에 의한 중력을 고려하여 수행했다.

3) 태양 복사압 (Solar radiation pressure)

태양복사압은 태양 광선에 존재하는 전하 입자, 플라스마의 흐름에 의해 위성이 받는 힘을 말한다.[56] GPS 위성 궤도에서는 제 3체의 중력 다음으로 크게 작용하는 힘으로, 최근 위성항법시스템 위성의 궤도결정의 가장 큰 집중을 받고 있다. 앞서 언급한 지구의 중력, 태양과 달의 영향, 조석에 의한 중력장 변화 등의 GRACE, CHAMP 미션 등을 통해 충분한 정밀도를 가지는 모델을 제공하고 있으나 태양복사압의 경우, 위성의 표면재질, 온도, 위성의 자세와 지구 및 달의 그림자 등에 의한 다양한 변수가 있기 때문에 모델링의 어려움이 존재하다.[57], [58] 따라서, 현재는 위성별로 태양 광선의 정도, 태양의 상대위치, 위성의 면적 등을 고려한 모델링이 제시되고 있으며, 위성의 궤도를 추정할 때, 모델 계수를 함께 추정함으로써 정밀한 궤도 역학을 추정하고 있다. 따라서, 본 절에서는 태양복사압에서 고려해야 하는 지구 및 달의 그림자와 태양복사압 모델에 대해 설명한다.

$$\vec{a}_{sp}(\vec{S}_{ECI}, \vec{r}_{ECI}) = a_D \cdot \hat{e}_D + a_Y \cdot \hat{e}_Y + a_B \cdot \hat{e}_B + a_{Z_p} \cdot \hat{e}_{Z_p} + a_{X_p} \cdot \hat{e}_{X_p} \quad (11)$$

$a_D, a_Y, a_B, a_{Z_p}, a_{X_p}$: the coefficients of solar radiation pressure model for each direction

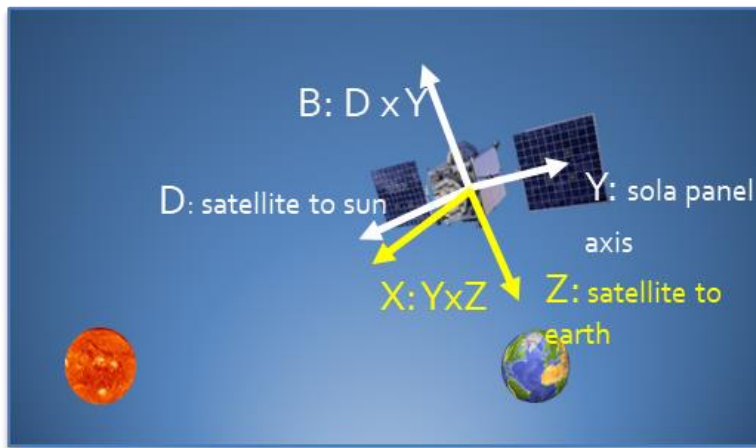


Fig. 12 Satellite based frame for solar radiation pressure.

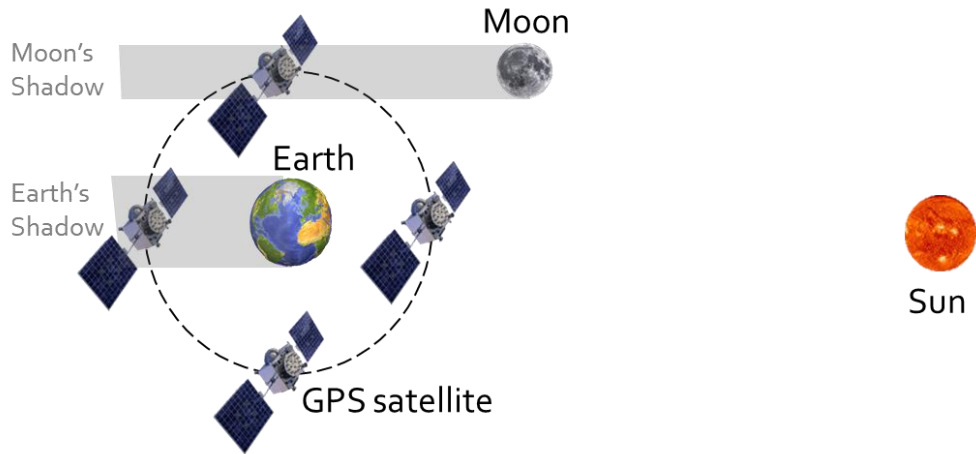


Fig. 13 Earth and Moon shadow.

태양 복사압은 태양 직사광선 안에서만 위성의 움직임에 영향을 미친다. 우주상에서 위성은 태양의 직사광선 영향을 받지만, 지구를 공전하면 지구나 달에 의해 태양이 가려지는 경우가 발생한다. Fig. 13와 같이, 태양이 지구나 달에 가려지는 경우, 태양풍은 가려진 정도에 따라 태양 복사압이 위성의 움직임에 영향을 미치는 정도가 달라진다. 따라서, 궤도를 예측하는 경우, 태양과 달의 위치 및 위성의 위치를 활용하여 지구와 달의 그림자 발생 여부, 발생 기간, 그림자에 의한 태양광선 세기를 계산해야 고려해야 한다.

그림자를 계산하는 모델은 Cylindrical Method와 Conical Method가 있다. Cylindrical Method는 그림자를 단순히 원기둥형으로 구현하여 계산하는 방식으로 Fig. 14는 cylindrical model을 이다. 해당 방법은 지구 그림자를 고려할 때 주로 활용한다. Conical Method는 빛의 직진성을 고려하여, 그림자 영역을 Pen-Umbra와 Umbra 구간으로 영역으로 나눈다. Fig. 15에서와 같이 달의 그림자가 전부 태양을 가리는 Umbra와 달 그림자의 일부가 태양을 가리는 Pen-Umbra가 존재한다. 본 연구에서는 지구 그림자는 Cylindrical Method를 활용하며, 달 그림자는 Conical Method를 활용한다.

Cylindrical model은 앞서 설명한 바와 같이 지구 그림자를 원기둥으로 가정하여, 다음과 같이 지구 그림자 경험 유무를 판단한다. 이 때, 지구 그림자는 부분일식을 고려하지 않는다.

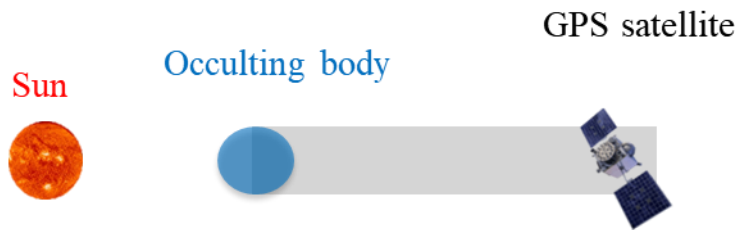


Fig. 14 Graphical concept of cylindrical model.

Concical 모델에서 위성이 Umbra 또는 pen-umbra를 경험하는지는 위성에 대한 태양과 달의 상대위치를 활용하여 판단한다. Fig. 16는 달에 해당하는 그림자 발생 물체 (Occulting body)와 태양을 위성 입장에서 바라보는 시선으로 나타낸 그림이다.

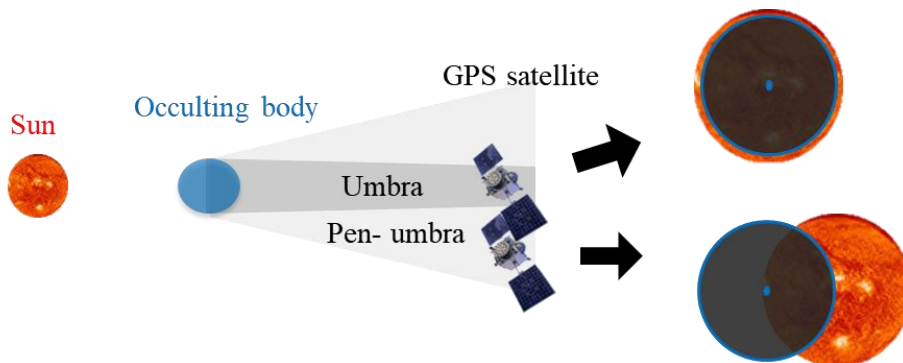


Fig. 15 Graphical concept of umbra and pen-umbra.

그림자의 발생여부는 태양과 달의 질량 중심이 위성과 이루는 각도이 θ 가 태양과 달의 각 반지름인 R^{Sun} , R^{Occ} 의 합보다 작을 때 발생하는 것으로 판단할 수 있다.

$$\theta < d^{Sun} + d^{Occ} \quad (12)$$

$$\theta = \cos^{-1} \left(\frac{(\vec{r}^{Sun} - \vec{r}_{sat}) \cdot (\vec{r}^{Occ} - \vec{r}_{sat})}{|\vec{r}^{Sun} - \vec{r}_{sat}| |\vec{r}^{Occ} - \vec{r}_{sat}|} \right)$$

$$d^{Sun} = \frac{R_{Sun}}{|\vec{r}^{Sun} - \vec{r}_{sat}|}, d^{Occ} = \frac{R_{Occ}}{|\vec{r}^{Occ} - \vec{r}_{sat}|}$$

R_{Sun}, R_{Occ} : the radius of the Sun and the occulting body

$\vec{r}^{Sun}, \vec{r}^{Occ}, \vec{r}_{sat}$: the position vector of the Sun, the occulting body and satellite

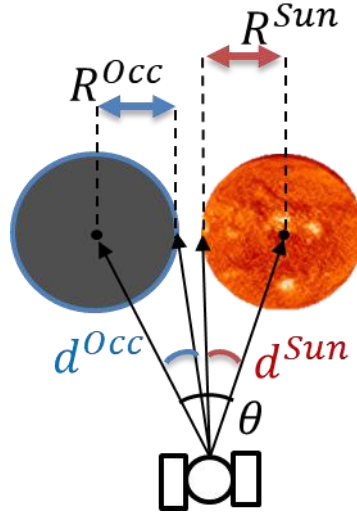


Fig. 16 Angular distance and angular radius of occulting body and Sun.

Umbra에서는 태양과 달이 지구와 떨어진 거리에 따라 두 천체의 크기가 달라지기 때문에, 달의 그림자가 태양보다 크게 보이면, 전체 일식일 발생할 수 있고 달이 멀어져 그림자가 위성에서 보이는 태양의 크기보다 작아지면 금환 일식이 일어날 수 있다. Pen-Umbra에서는 그림자가 태양의 일부만을 가리기 때문에, 태양 광선의 비율을 위성입장에서 바라본 면적의 비율로 계산해야 한다. 본 논문에서는 달의 그림자를 고려할 때 Conical model을 활용했다.

4) 지구 복사압

지구 복사압은 태양의 광선이 지구에 반사되어 발생하는 복사압이다. 태양 광선은 지구에 반사되면서 지구 복사압에 비해 1% 크기의 힘을 가지지만, 이를 고려하면 radial 방향으로 1cm 수준 성능향상이 가능하다.[59] 따라서 후처리 정밀 궤도 결정 연구에서는 구면 조화 함수 등을 활용하여 지구 복사압을 활용해 추정한다.[60] 그러나, 지구 복사압의 경우, 실시간 궤도 예측에서는 따로 추정하기보다는 전체 모델링 되지 않은 힘에 포함하여 추정하거나, 태양 복사압 만을 추정한다. [22] 본 궤도 결정 시스템에서도 지구복사압은 추정하지 않고, 태양 복사압만을 추정했다. 따라서 지구 복사압에 의한 궤도 부정확도를 고려하여 필터의 동역학 신뢰 수준을 튜닝했다.

5) 조석에 의한 중력장 변화 (Tidal effect)

조석에 의한 중력장 변화는 크게 지각, 해양, 자전 축에 의한 중력장 변화로 각각 모델링 한다. 각 요소에 의한 중력장 변화는 앞서 1)의 중력장 계수의 변화량을 보상할 수 있도록 제공된다. 앞서 위성 위치에 따른 중력장은 EGM 96 모델을 통해 구현되었으나 조석에 의한 영향이 고려되지 않은 모델로, 달과 태양에 의한 조석 영향을 고려해주어야 한다. Fig. 17은 지각, 해양, 축의 조석 영향의 크기를 나타낸 것이다. 본 논문에서는 세 요소 모두 고려하여 구현했다.

$$\Delta \bar{C}_{nm} - i \Delta \bar{S}_{nm} = \frac{k_{nm}}{2n+1} \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j}{GM_{\oplus}} \left(\frac{R_e}{r_j} \right)^{n+1} \bar{P}_{nm}(\sin(\Phi_j)) e^{-im\lambda_j} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \Delta \bar{C}_{nm} &= \frac{1}{2n+1} \sum_{j=2}^3 \left\{ \frac{GM_j}{GM_{\oplus}} \left(\frac{R_e}{r_j} \right)^{n+1} \bar{P}_{nm}(\sin(\Phi_j)) \right. \\ &\quad \left. \left(\operatorname{Re} k_{nm} \cdot \cos(im\lambda_j) + \operatorname{Im} k_{nm} \sin(m\lambda_j) \right) \right\} \\ \Delta \bar{S}_{nm} &= \frac{1}{2n+1} \sum_{j=2}^3 \left\{ \frac{GM_j}{GM_{\oplus}} \left(\frac{R_e}{r_j} \right)^{n+1} \bar{P}_{nm}(\sin(\Phi_j)) \right. \\ &\quad \left. \left(\operatorname{Re} k_{nm} \sin(m\lambda_j) - \operatorname{Im} k_{nm} \cdot \cos(m\lambda_j) \right) \right\} \\ \Delta \bar{C}_{nm}(t) - i \Delta \bar{S}_{nm}(t) &= \sum_f \sum_{+}^{\bar{}} \left(C_{f,nm}^{\pm} \mp i S_{f,nm}^{\pm} \right) e^{\pm i \theta_f(t)} \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \Delta c_{21} &= -1.333 \times 10^{-9} \left((x_p - \bar{x}_p) + 0.0115 (y_p - \bar{y}_p) \right) \\ \Delta s_{21} &= -1.333 \times 10^{-9} \left((y_p - \bar{y}_p) - 0.0115 (x_p - \bar{x}_p) \right) \end{aligned} \quad (15)$$

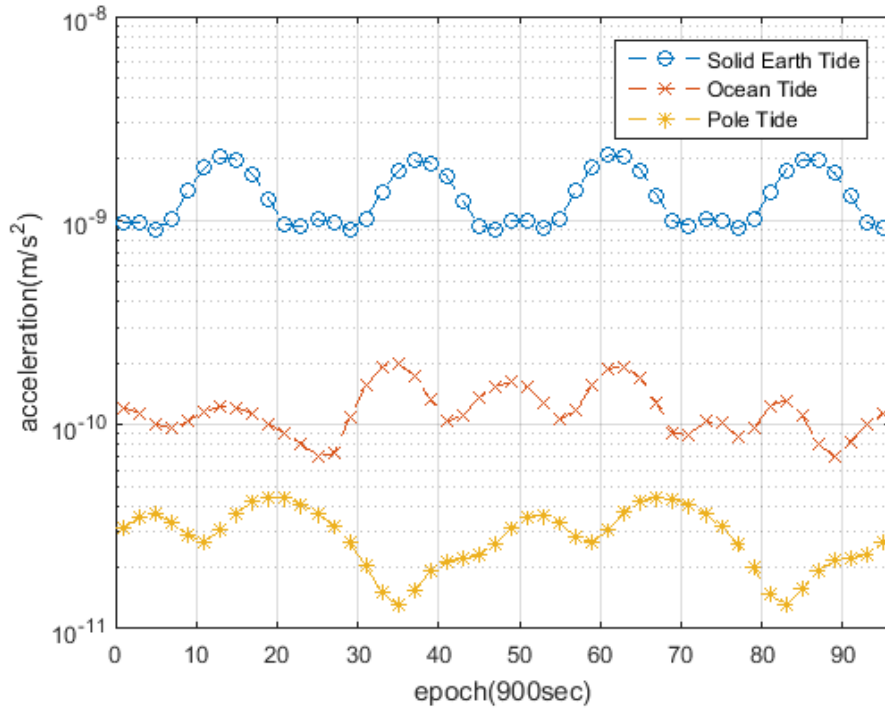


Fig. 17. Solid tide, ocean tied and pole tide perturbation on PRN 1 orbit on the January 15th, 2018.

6) 상대성 효과

일반 상대성 효과는 위성의 운동방정식, 시간계 그리고 측정치에 영향을 미친다. 일반적으로 위성 궤도 결정에서의 상대성 효과는 태양중심 좌표계와 지구 중심 좌표계 사이에서 나타난다. 상대성 효과는 지구 뿐아니라 태양과 달의 천체에 의한 영향을 받게 된다. 그러나, Ashyby와 Bertotti는 중력을 받는 지구 근처에 국소 관성 좌표계를 설정하고, 상대론적 효과로 태양, 달 그리고 다른 중력효과 및 조석에 의한 섭동력도 감소하지만, 매우 작다는 것을 증명했다. 따라서, 일반적으로 근지구 위성의 경우 지구에 중력장에 의한 상대성 효과만

고려한다.

지구에 의한 상대성 효과에 의한 섭동력은 크게 슈바르츠 쉘드, 상대적 코리올리, 렌즈 효과로 구성된다.[61] 본 연구에서는 지구 가까이에 있는 위성의 주요 상대성 효과인 슈바르츠 쉘드 효과만을 고려했다.

$$\ddot{\vec{r}} = \frac{GM_{\oplus}}{c^2 r^3} \left\{ \left[2(\beta + \gamma) \frac{GM_{\oplus}}{r} - \gamma \dot{\vec{r}} \cdot \dot{\vec{r}} \right] \vec{r} + 2(1 + \gamma) (\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}}) \dot{\vec{r}} \right\} \quad (16)$$

위 수식의 c 는 빛의 속도, $\vec{r}, \dot{\vec{r}}, \ddot{\vec{r}}$ 는 지구 중심 좌표계에서 위성의 위치, 속도, 가속도, GM_{\oplus} 는 지구의 중력상수, β, γ 는 post-Newtonian 매개변수이며, 일반 상대성 효과에서는 1이다.

3장. 실시간 GPS 위성 정밀 궤도 결정 시스템

1. 개요

실시간 정밀 GPS 궤도 결정 시스템은 GPS 측정치와 궤도 역학, 수치적분 등을 통합한 다양한 기술의 복합 시스템이다. 본 연구에서는 EKF를 기반으로 실시간 구조의 정밀 궤도 결정 시스템을 구축하여, 실시간 정밀 궤도와 공분산을 추정한다. 필터의 구성은 Fig. 18과 같다.

실시간 GPS 궤도결정 시스템은 크게 데이터 수집을 위한 기준국 네트워크와 데이터 전처리 파트, 데이터를 처리하는 필터로 구성된다. 먼저, 본 연구에서는 전세계에 구축된 IGS의 기준국을 활용하여 기준국 네트워크를 구성하였다. 일반적으로 기준국의 측정치를 활용하여 정밀한 궤도를 결정하기 위해서는 기준국이 전세계에 골고루 분포하도록 구성해야 한다.[43] 따라서, 본 논문에서는 전 세계에 분포한 IGS 기준국 중 61개의 기준국을 활용하여 네트워크를 구성했다. 네트워크를 구성하는 기준국은 동일사의 수신기를 활용하면, 수신기와 위성의 hardware bias를 무시할 수 있기 때문에[62], 모두 Trimble 사의 수신기를 활용하는 기준국으로 선택했다. Fig. 9은 본 연구에서 구축한 기준국 네트워크의 위치와 이중차분을 위해 선정한 기선을 함께 나타낸 지도이며, Table 1은 각 기선을 구성하는 기준국명과 기선 거리를 나타낸 표이다.

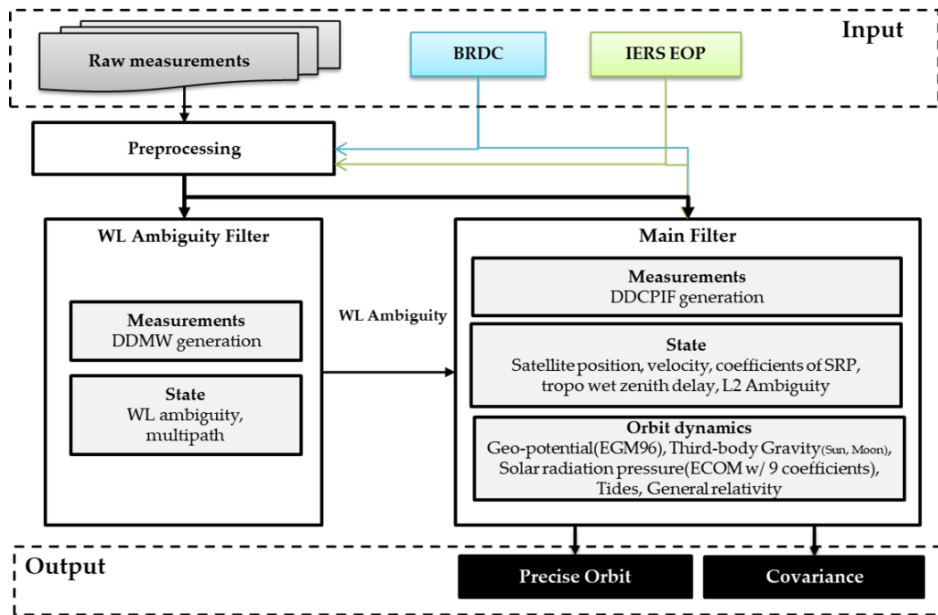


Fig. 18 Architecture of the real-time precise GPS orbit filter.

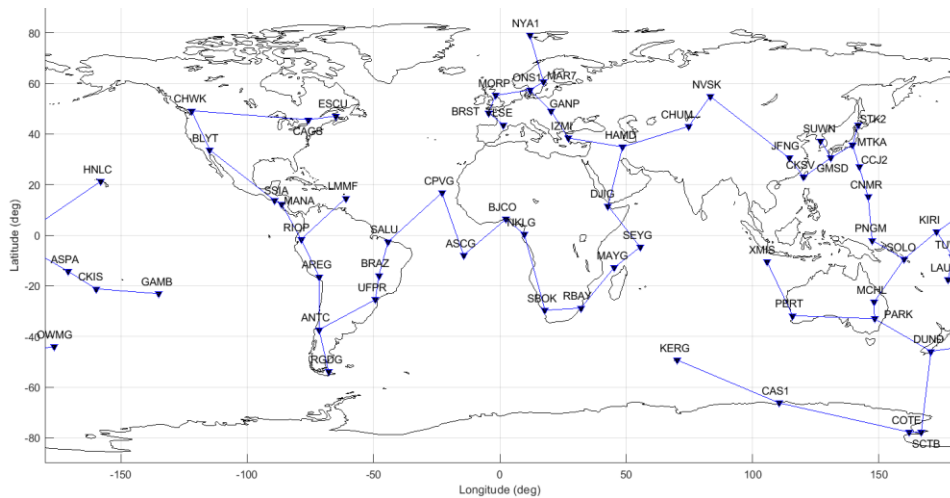


Fig. 19 IGS station network for estimating GPS orbits.

Table 1 Network baseline information.

#	stations	Length (km)	#	stations	Length (km)	#	stations	Length (km)
1	ANTC-RGDG	1845	21	HAMD-DJIG	2630	41	CNMR-CCJ2	1359
2	AREG-ANTC	2301	22	IZMI-HAMD	1946	42	PNGM-CNMR	1911
3	RIOP-AREG	1811	23	GANP-IZMI	1298	43	SOLO-PNGM	1611
4	MANA-RIOP	1737	24	ONS1-GANP	1083	44	KIRI-SOLO	1862
5	SSIA-MANA	355	25	MAR7-ONS1	470	45	TUVA-KIRI	1293
6	UFPR-ANTC	2472	26	MORP-ONS1	874	46	LAUT-TUVA	1022
7	BRAZ-UFPR	1060	27	BRST-MORP	784	47	ASPA-TUVA	1271
8	SALU-BRAZ	1527	28	TLSE-BRST	707	48	CKIS-ASPA	1382
9	LMMF-RIOP	2630	29	NYA1-MAR7	2045	49	MCHL-SOLO	2238
10	CPVG-SALU	3136	30	chum-HAMD	2419	50	PARK-MCHL	736
11	ASCG-CPVG	2861	31	NVSK-chum	1451	51	DUND-PARK	2369
12	BJCO-ASCG	2429	32	CAGS-CHWK	3415	52	OWMG-DUND	1047
13	NKLG-BJCO	1042	33	ESCU-CAGS	862	53	GAMB-CKIS	2550
14	BLYT-SSIA	3360	34	JFNG-NVSK	3615	54	PERT-PARK	3009
15	CHWK-BLYT	1823	35	CKSV-JFNG	1008	55	XMIS-PERT	2569
16	SBOK-NKLG	3393	36	GMSD-CKSV	1358	56	SCTB-DUND	3520
17	RBAY-SBOK	1380	37	SUWN-GMSD	830	57	COTE-SCTB	112
18	MAYG-RBAY	2226	38	MTKA-GMSD	978	58	CAS1-COTE	2067
19	SEYG-MAYG	1439	39	STK2-MTKA	892	59	KERG-CAS1	2933
20	DJIG-SEYG	2265	40	CCJ2-MTKA	986	60	HNLC-KIRI	3803

네트워크에서 수집된 의사거리와 반송파위상은 GPS 위성 궤도 결정에 활용된다. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 수집된 측정치의 전처리를 수행한 뒤, 필터에 전달한다. 시스템의 전처리 파트에서는 이상 측정치 및 사이클 슬립을 감지하고, 데이터를 제거하거나 사이클슬립을 보상한다. 본 연구에서 사용한 전처리 기법은 [41], [63]에 자세히 나와있다. 또한, 전처리에서 기타오차 요소 중 기준국의 안테나 오프셋, 상대성 효과를 보상해주며, 각 기타오차 요소 보상 방법은 와 같다.

Table 2 Strategy for each additional correction considered in the filter.

Additional correction	Strategy
Satellite PCO	SV specific GPS body frame from IGS using ANTEX 08[64]
Satellite PCV	Block specific nadir, azimuth angle-dependent using ANTEX 08[64]
Receiver PCO	L1, L2 offsets in RINEX
Receiver PCV	Elevation- & azimuth-dependent
Phase wind up	Phase polarization effects [48]
Tidal Displacements	Solid Tide (IERS2010), Ocean Tide (IERS2010, FES2004), Pole Tide(IERS 2010) [52], [65]

전처리 파트에서 정제된 측정치는 필터에서 활용하여 정밀한 궤도와 공분산을 추정하는데 활용된다. 궤도 결정 필터는 크게 WL (Wide lane) 미지정수 필터와 Main 필터로 나뉜다. 각 측정치는 매 시점 두 필터에 모두 입력된다. WL 미지정수 필터는 DDMW 조합을 생성하여 WL 미지정수를 결정한다. 이 때 DDMW는 의사거리 측정치를 활용하기 때문에, 다중경로 오차의 영향을 받게 된다. 따라서, 다중경로 오차는 1st Gauss Markov process로 모델링하여, 함께 추정한다.[63], [66] 결정된 WL 미지정수는 Main 필터로 입력된다. Main 필터는 DDCPIF 측정치를 활용하여 위성의 위치와 속도, 태양복사압 계수, 기준국 별 대류층 수직 습윤 지연, L2 미지정수를 추정한다. 본 장에서는 전처리, EKF, 궤도 전파, 수치 적분 순으로 설명한다.

현재 궤도 결정에서 활용하는 다양한 데이터의 기준 좌표계와 시간계는 다음과 같다. 이에 따라 각 좌표계 간의 변환을 고려하여 궤도 결정을 수행하며, Time update에서는 J2000을 궤도 전파의 기준 좌표계로 활용하고, Measurement update에서는 ITRF 2014를 기준으로 관측모델을 활용한다.

Table 3 Real-time GPS precise orbit determination system reference frames and reference time.

	Model or Description	Reference frame	Reference time
GPS broadcast orbit	Center of broadcast	WGS84	GPST
IGS final orbit	Center of mass	ITRF 2014	GPST
Reference station position	Antenna reference point	ITRF 2014	-
Sun, Moon ephemeris	DE 405	ICRF 2014	TDB

Table 4 The detail of the WL filter.

State	Quantity	Typical number
WL Ambiguities	12 per baseline(max)	12 × 60 (max)
Multipath	12 per baseline(max)	12 × 60 (max)

Table 5 The detail of the main Kalman filter states.

State	State
Positions	3 × 29
Velocities	3 × 29
Solar pressure coefficients	9 × 29
Zenith tropo delay	1 × 61
L2 Ambiguities	12 × 60 (max)

2. GPS 측정치 관측 모델

GPS 측정치는 2장.1.2) 에서 설명한 바와 같이 의사거리, 반송파 위상이 있다. 반송파 위상 측정치는 센티미터 수준의 정밀한 위성의 위치를 추정할 때 활용된다.[67]–[69] 본 연구에서도 다수의 기준국으로부터 수집된 의사거리 및 반송파 위상 측정치를 활용하여 궤도를 결정한다.

정밀한 GPS 위성의 궤도 결정을 위해서는 각 오차 요소를 모델 또는 측정치 조합을 통해 제거하고, 각 오차요소를 직접 추정해야 한다. 대표적으로 이중차분 측정치를 활용하여 위성과 수신기의 시계오차를 제거할 수 있다. IGS 분석기관들은 후처리 정밀 궤도결정 시, 시계오차를 추정하는 UDCP (undifferenced carrier-phase) 방식과 이중차분으로 시계오차를 제거하는 DDCP (double-difference carrier-phase) 방식을 활용하고 있다. 두 방식의 차이점은 Table 6에 요약하여 나타냈다.

Table 6 Comparison between components of UDCP and DDCP.

	Tropo delay	Iono delay	Satellite clock	Receiver clock	Hardware bias	Receiver noise
UDCP	V	V	V	V	V	V
DDCP	V	V	Eliminated	Eliminated	Eliminated	V

본 연구에서는 이중차분 방식을 활용하여 시계오차를 제거하고, 궤도 정보를 추정했다. 기존의 실시간 정밀 궤도 결정 시스템에서는 시계오차를 동시에 추정하여 제공하였으나, 해당 방법은 궤도오차와 시계오차의 상관관계가 크기 때문에, 본 논문에서는 궤도 오차를 단독으로 추정하기 위해서 이중차분 반송파 측정치를 활용하였다. 다음은 이중차분 의사거리와 반송파 측정치를 수식으로

나타낸 것이다.

$$\Delta\nabla\rho_{L1} = \Delta\nabla d + \Delta\nabla T + \Delta\nabla I_{L1} + \varepsilon_{\Delta\nabla\rho_{L1}} \quad (17)$$

$$\Delta\nabla\rho_{L2} = \Delta\nabla d + \Delta\nabla T + \frac{f_{L1}^2}{f_{L2}^2} \Delta\nabla I_{L1} + \varepsilon_{\Delta\nabla\rho_{L2}}$$

$$\Delta\nabla\phi_{L1} = \Delta\nabla d + \Delta\nabla T - \Delta\nabla I_{L1} + \Delta\nabla N_{L1}\lambda_{L1} + \varepsilon_{\Delta\nabla\phi_{L1}}$$

$$\Delta\nabla\phi_{L2} = \Delta\nabla d + \Delta\nabla T - \frac{f_{L1}^2}{f_{L2}^2} \Delta\nabla I_{L1} + \Delta\nabla N_{L2}\lambda_{L2} + \varepsilon_{\Delta\nabla\phi_{L2}}$$

$$\Delta\nabla : \text{double-difference}, f_{L1}, f_{L2} : \text{L1 and L2 frequency}$$

더 나아가, 전리층 지연 오차는 측정치의 주파수의 제곱에 반비례하기 때문에, L1/L2 이중주파수 측정치를 조합하여 전리층을 제거할 수 있다. 본 연구에서는 일반적으로 RTK (real-time kinematic)에서 활용하는 전리층 제거 조합인 MW (Melbourne-Wübbena) 조합과 IF (Iono-free) 조합을 활용했다. MW 측정치는 WL (Wide lane) 조합의 반송파 위상과 NL (Narrow lane) 조합의 의사거리 차이로 정의 된다. MW 측정치는 WL 미지정수를 결정하기 위해 활용한다. [63]

$$\Delta\nabla\phi_{MW} = \Delta\nabla\phi_{WL} - \Delta\nabla\rho_{NL} = \Delta\nabla N_{WL}\lambda_{WL} + M_{\Delta\nabla\phi_{MW}} + \varepsilon_{\Delta\nabla\phi_{MW}} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \Delta\nabla\phi_{IF} &= \frac{f_{L1}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \Delta\nabla\phi_{L1} - \frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \Delta\nabla\phi_{L2} \\ &= \Delta\nabla d + \Delta\nabla T + \Delta\nabla N_{float} + \varepsilon_{\Delta\nabla\phi_{IF}} \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \Delta\nabla N_{float} &= \frac{f_{L1}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \Delta\nabla N_{L1}\lambda_{L1} - \frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \Delta\nabla N_{L2}\lambda_{L2} \\ &= \frac{1}{2}(\lambda_{WL} + \lambda_{NL})\Delta\nabla N_{WL} + \lambda_{IF}\Delta\nabla N_{L2} \end{aligned} \quad (20)$$

3. EKF 필터

위성의 궤도를 결정하는 방식은 후처리 Batch 방식과 실시간 순차필터(Sequential)방식으로 분류할 수 있다[54], [70], [71]. 또한 실시간 궤도를 제공하는 방식도 Batch 방식으로 추정된 궤도로부터 미래 궤도를 예측하여 제공하는 방식과, 실시간으로 순차필터로부터 제공하는 두가지 방식이 존재한다.

Batch 기반의 후처리 정밀 궤도 결정은 일정 시간의 데이터를 모아 추정하기 때문에, 안정적이고 정확도가 높다는 장점이 있다. IGS의 예측궤도인 IGU는 후처리 정밀 궤도로부터 궤도를 예측하여 미래 궤도를 제공한다. 그런데, Fig. 20와 같이 후처리 정밀 궤도 결정을 추정된 결과로부터 예측된 예측궤도는 궤도 역학의 불확실성 때문에, 시간에 따라 누적오차가 발생하여 추정된 궤도의 정확도는 점점 저하된다. 반면, 순차필터는 실시간으로 데이터를 즉각 처리하기 때문에, 궤도의 기동에 예민하고, 시간에 따라 공분산이 발산하거나 정확도가 저하되지 않는다. 따라서 본 연구에서는 순차필터인 EKF 필터를 활용하여 실시간 구조를 구축하였다. Fig. 21는 EKF의 초기 궤도로부터 time update와 measurement update의 개념도를 나타낸 것이다.

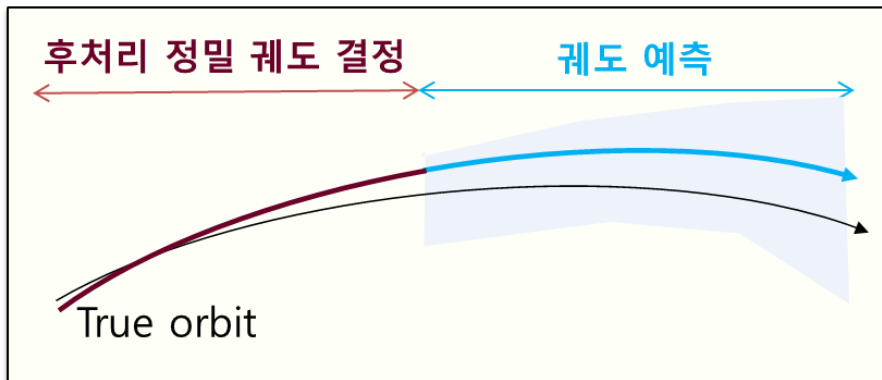


Fig. 20 Postprocessed precise orbit and predicted orbit and covariance.

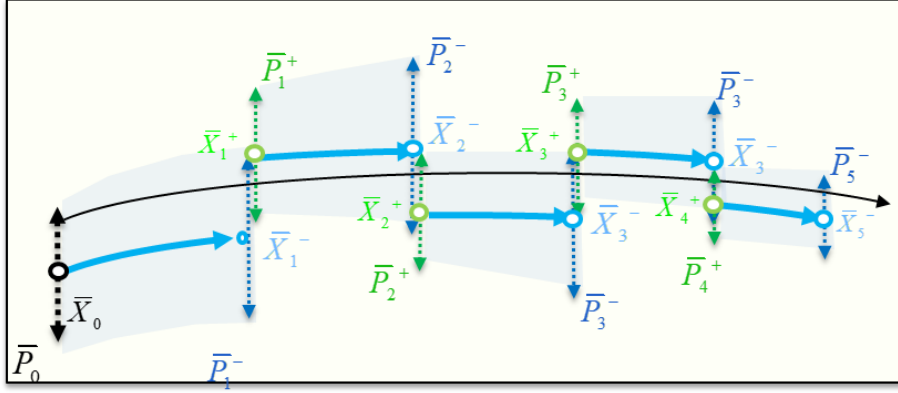


Fig. 21 Time update and measurement update of orbit filter.

EKF는 실시간 실시간 측정치를 활용한 궤도 결정 시스템을 구축하기 위해 EKF를 기반으로 개발했다. 다음은 일반적인 EKF의 Time update 수식을 설명한다.

$$\bar{X}_{k+1}^- = f(\bar{X}_k^+, t_k) \quad (21)$$

$$\bar{P}_{k+1}^- = \Phi_{k+1,k} \bar{P}_k^+ \Phi_{k+1,k}^T + Q \quad (22)$$

$$\Phi_{k+1,k} = \left. \frac{\partial f(\bar{X}, t)}{\partial \bar{X}} \right|_{\bar{X}=\bar{X}_k^+, t=t_k} \quad (23)$$

실시간 GPS 위성 궤도 결정 시스템의 State는 위성의 위치, 속도, 태양 복사압 모델 계수, 습윤대류층 수직지연, L2 미지정수로 구성된다. 위성과 관련된 State는 궤도 전파로 Time update를 수행하는데, 이 때 각 섭동력은 높은 비선형성을 갖기 때문에 수치 미분을 통해 상태변환 행렬을 계산한다. 또한 대류층 수직 지연은 1st order markov process, 미지정수는 상수이다.

$$\Phi_{k+1} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{X}(t_{k+1})}{\partial \mathbf{X}(t_k)} & \underline{0} & \underline{0} \\ \underline{0} & \frac{\delta \mathbf{T}_{wet,v}(t_{k+1})}{\delta \mathbf{T}_{wet,v}(t_k)} & \underline{0} \\ \underline{0} & \underline{0} & \frac{\delta \mathbf{N}_2(t_{k+1})}{\delta \mathbf{N}_2(t_k)} \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$\frac{\partial \mathbf{X}(t_{k+1})}{\partial \mathbf{X}(t_k)} = \frac{f(\mathbf{X}(t_k) + \delta \mathbf{X}(t_k)) - f(\mathbf{X}(t_k))}{\delta \mathbf{X}(t_k)} \quad (25)$$

$$\frac{\delta \mathbf{T}_{wet,v}(t_{k+1})}{\delta \mathbf{T}_{wet,v}(t_k)} = e^{-\Delta t / \tau} I_{n_{station}} \quad (26)$$

$$\frac{\delta \mathbf{N}_2(t_{k+1})}{\delta \mathbf{N}_2(t_k)} = I_{n_{Ambiguity}} \quad (27)$$

Measurement update는 다음과 같다. 대류층 수직 지연은 Saastamoinen 모델[72]로 건조대류층을 제거하고, Niell mapping[73] function을 활용하여 수직 지연을 추정한다.

$$K_{k+1} = \bar{P}_{k+1}^- H_{k+1}^T \left(H_{k+1} \bar{P}_{k+1}^- H_{k+1}^T + R_{k+1} \right)^{-1}, H_{k+1} = \frac{\partial h(\bar{X})}{\partial \bar{X}} \bigg|_{\bar{X} = \bar{X}_{k+1}^-} \quad (28)$$

$$\bar{X}_{k+1}^+ = \bar{X}_{k+1}^- + K_{k+1} \left(z_{k+1} - h(\bar{X}_{k+1}^-) \right) \quad (29)$$

$$\bar{P}_{k+1}^+ = (I - K_{k+1} H_{k+1}) \bar{P}_{k+1}^- (I - K_{k+1} H_{k+1})^T + K_{k+1} R_{k+1} K_{k+1}^T \quad (30)$$

다음은 측정치 벡터의 구성과 각 State의 측정치 행렬 성분이다.

$$\mathbf{z}(t_k) = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_1(t_k)^T & \cdots & \mathbf{z}_{n_{bl}}(t_k)^T \end{bmatrix}^T, \quad (31)$$

$$\mathbf{z}_{IF,i}(t_k) = \begin{bmatrix} z_{IF_0,i,l}(t_k) & \cdots & z_{IF_0,i,sv}(t_k) \end{bmatrix}^T$$

$$z_{IF_0,i,j}(t_k) = \Delta \nabla d + \Delta \nabla T_{wet} + \Delta \nabla N_{L2} \lambda_{IF} + \Delta \nabla \varepsilon_{IF} \quad (32)$$

$$H_{IF} = \frac{\partial \mathbf{z}(t_k)}{\partial \mathbf{X}_{IF}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{z}(t_k)}{\partial \mathbf{X}_{RV}} & \frac{\partial \mathbf{z}(t_k)}{\partial \mathbf{T}_{wet,v}} & \frac{\partial \mathbf{z}(t_k)}{\partial \mathbf{N}_{L2}} \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\frac{\partial z_{IF_0,i,j}}{\partial \bar{\mathbf{R}}^j} = \Delta_{l,m}^j \hat{e}, \frac{\partial z_{IF_0,i,j}}{\partial \bar{\mathbf{V}}^j} = 0, \frac{\partial z_{IF_0,i,j}}{\partial \bar{\mathbf{P}}^j} = 0, \quad (34)$$

$$\frac{\partial z_{IF_0,i,j}}{\partial \mathbf{T}_l} = \nabla_l m, \frac{\partial z_{IF_0,i,j}}{\partial \Delta \nabla N_{L2,bl=i}^{j,sv_0}} = \lambda_{IF}$$

Table 7 Setting variables and values in the WL filter.

State	Setting variable	Setting value
WL Ambiguities	Process noise	(3x10 ⁻⁴ cycle /s) ²
Multipath	Time constant of 1 st order Markov process	10s
	Variance of 1 st order Markov process	(1.8 m) ²

Table 8 Setting variables and values in main Kalman filter

State	Initial covariance	Setting variable	Setting value
Position	(2 m) ²	Process noise	0
Velocity	(0.002 m/s) ²	Process noise	(10 ⁻⁹ m/s ²) ²
Solar radiation pressure coefficients	(10 ⁻¹⁰ m/s ²) ²	Process noise	(10 ⁻¹⁴ m/s ²) ²
L2 Ambiguities	(10) ²	Process noise	(10 ⁻¹⁵ cycle/s) ²
Zenith tropo delay	(0.1 m) ²	Time constant and variance	10,800 sec,
		of 1 st order Markov process	(3x10 ⁻⁴ m/s) ²

4. 궤도 전파 모델

GPS 위성은 고도 20,000km 상공을 공전한다. 해당 궤도에서 위성은 지구의 중력, 태양과 달의 중력, 태양 복사압, 조석에 의한 중력 변화, 일반상대성 효과가 있으며, 각 섭동항을 추가하며, 최종 궤도 전파 오차를 나타냈다.

Table 9 Perturbation acceleration and propagation error after 24 hours.

	가속도 크기	A	B	C	D	E	F	G
Two body problem	0.5m/s^2	✓						
EGM 96 (12x12)	10^{-7}m/s^2	✓	✓					
태양 중력	10^{-6}m/s^2	✓	✓	✓				
달중력	10^{-7}m/s^2	✓	✓	✓	✓			
태양 복사압	10^{-7}m/s^2	✓	✓	✓	✓	✓		
조석에 의한 중력 변화	10^{-9}m/s^2	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
일반 상대성 효과	10^{-10}m/s^2	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
24시간 후 궤도 전파 최대 오차(km)		35	6	4	0.2	0.0005	0.0004	0.0003

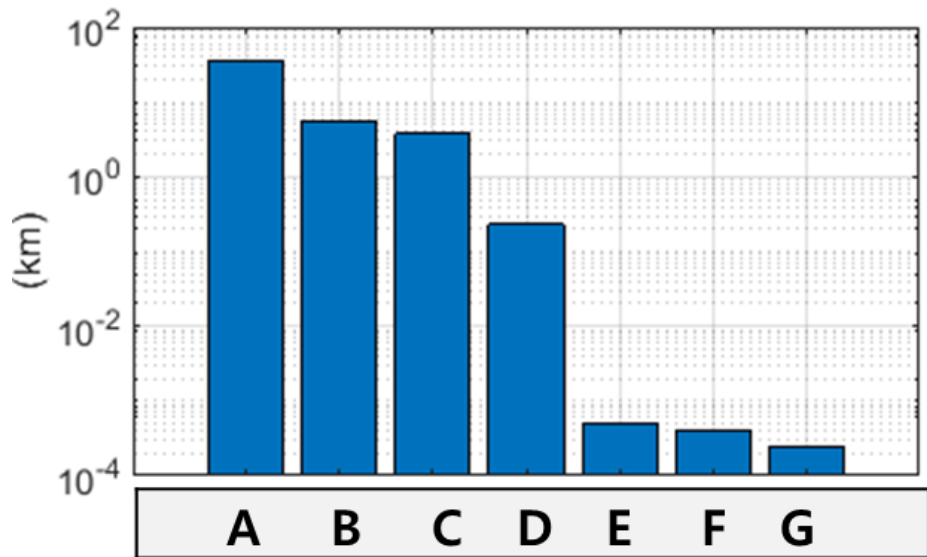


Fig. 22 Propagation error after 24 hours according to orbit propagation model.

Table 7. Summary of the dynamic model.

Perturbation	Model
Geopotential	EGM 96 (degree: 12/ order: 12)
Tides	Solid Earth Tide(IERS2010), Pole Tide(IERS2010), Ocean Tide(IERS2010, FES2004)
Third-body	Sun, Moon(Jet Propulsion Laboratory DE405 ephemeris)
Solar radiation pressure	ECOM [74]with conical shadow model[56]
General relativistic	IERS 2010

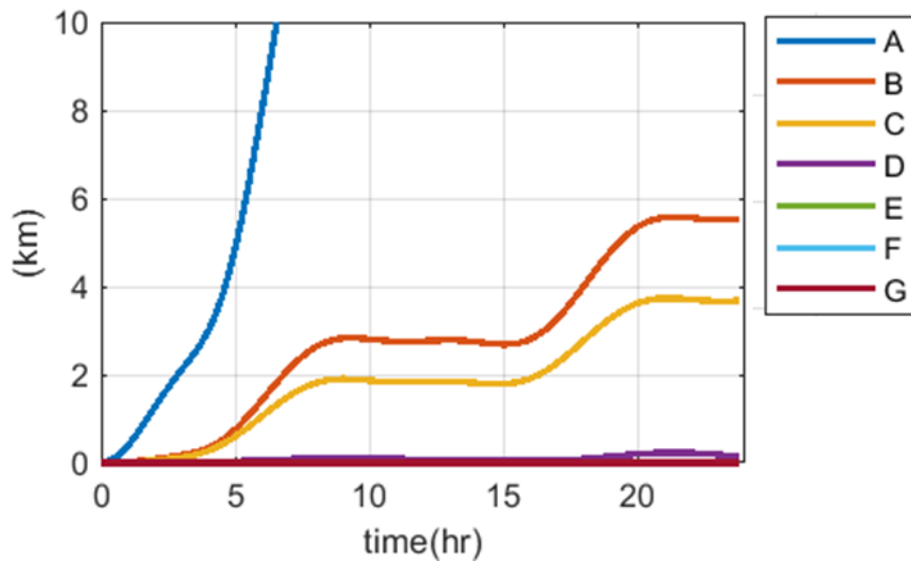


Fig. 23 Propagation model error time history for each propagation model in kilo-meter level.

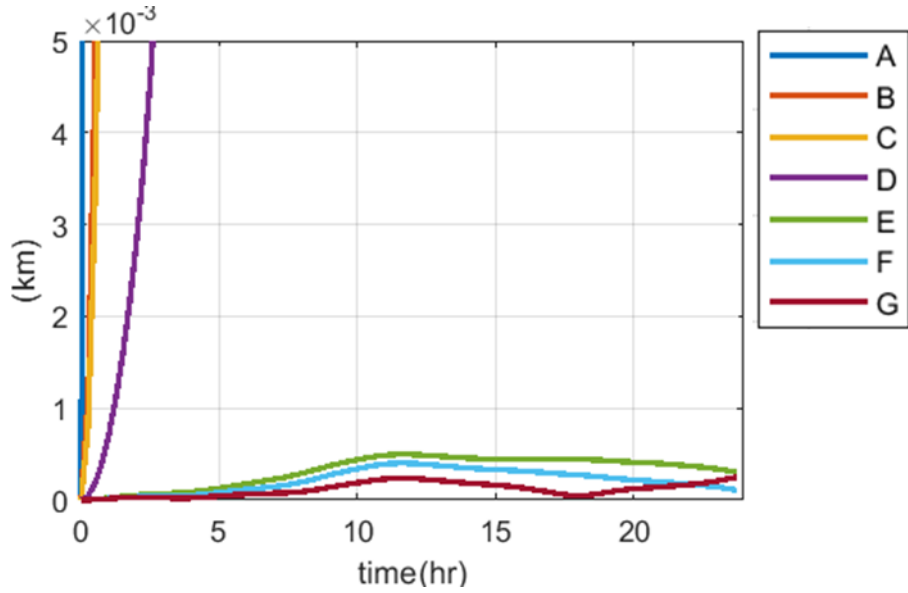


Fig. 24 Propagation model error time history for each propagation model in meter level.

5. 수치 적분 모델

Main 필터의 위성 위치 및 속도의 Time update는 궤도 섭동력 수치적분을 수행한다. 일반적으로 위치와 속도항은 하나의 state로 표현하며, state와 state equation은 다음과 같다.

$$Y(t) = \begin{bmatrix} \vec{r}(t) \\ \dot{\vec{r}}(t) \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$Y(t + \delta t) = Y(t) + \int_0^{\delta t} \begin{bmatrix} \vec{v}(t + \tau) \\ f(t, Y(t + \tau)) \end{bmatrix} d\tau \quad (36)$$

위성의 섭동력을 수치적분하기 위한 기법으로는 Modified Euler, Midpoint, Runge-Kutta, Adams-Bashforth-Moulton 기법 등이 있다. 본 연구에서는 Runge-Kutta 기법을 활용하여 수치적분을 수행한다.[75]

Runge-Kutta 알고리즘은 적분 구간(δt)을 나누어 각 지점에서의 기울기에 가중치를 두어 최종위치를 결정하는 방식이다.

$$Y^{(n)}(t + \delta t) = Y^{(n)}(t) + \sum_{i=1}^{stages} w_i k_i^{(n)} \quad (37)$$

$$k_i^{(n)} = \delta t \cdot f \left(t + \alpha_i \delta t, Y^{(n)}(t) + \sum_{j=1}^{i-1} \beta_{ij} k_j^{(n)} \right) \quad (38)$$

본 연구에서는 Runge-Kutta 56기법을 활용했다.

Table 10 Runge-Kutta45 model coefficients[76].

α_i	β_{ij}							
0	0							
$\frac{1}{6}$	$\frac{1}{6}$	0						
$\frac{4}{15}$	$\frac{4}{75}$	$\frac{16}{75}$	0					
$\frac{2}{3}$	$\frac{5}{6}$	$-\frac{8}{3}$	$\frac{5}{2}$	0				
$\frac{4}{5}$	$-\frac{8}{5}$	$\frac{144}{25}$	-4	$\frac{16}{25}$	0			
1	$\frac{361}{320}$	$-\frac{18}{5}$	$\frac{407}{128}$	$-\frac{11}{80}$	$\frac{55}{128}$	0		
0	$-\frac{11}{640}$	0	$\frac{11}{256}$	$-\frac{11}{160}$	$\frac{11}{256}$	0	0	
1	$\frac{93}{640}$	$-\frac{18}{5}$	$\frac{803}{356}$	$-\frac{11}{160}$	$\frac{99}{256}$	0	1	0
w_i	$\frac{7}{1408}$	0	$\frac{1125}{2816}$	$\frac{9}{32}$	$\frac{125}{768}$	0	$\frac{5}{66}$	$\frac{5}{66}$

6. 알고리즘 효율화

실시간 정밀 궤도 결정시스템은 동시에 다수의 기준국 데이터를 처리하며, 다수의 위성 궤도를 추정하기 때문에 추정 해야할 state의 크기가 매우 커진다. 이에 따라 행렬의 크기가 매우 크다. 또한, 정밀 궤도전파 및 정밀 좌표변환은 다수의 모델을 활용하기 때문에 계산 량이 많으며, 수치 적분 및 미분을 위해 여러 번 반복하여 계산을 수행해야하기 때문에, 계산 량이 매우 크다. 따라서, 실시간 정밀 궤도 결정 시스템은 효율적인 알고리즘 구성이 매우 중요하다.

본 연구에서는 기존 선행연구[22]와 다르게 이중차분 측정치를 활용하여, state의 수를 50% 수준으로 감소시킬 수 있었다. 다음은 본 알고리즘의 계산 시간과 선행연구의 계산 시간을 비교한 결과이다. 본 연구에서 활용한 프로세서는 Intel® core™ i7-4790K CPU @ 4GHz, Matlab 기반 소프트웨어로 구현되었다.

Table 11 Orbit filter comparison between CNES and SNU.

	Measurement	State	Reference station	Process epoch	Process time for each epoch
CNES	Un differenced Carrier phase	1662	70	60 sec	10 sec
SNU	Double differenced Carrier phase	900	61	30 sec	1 sec

또한 필터에서 상태변이행렬 계산을 위해 각 위성 별로 매 epoch 8회의 궤도 전파 및 좌표변환을 수행해야하는데, 이 때 반복적으로 계산해야하는 좌표 변환 행렬, 태양의 위치, 달의 위치는 따로 계산할 수 있도록 구현했다. 이에 따라 기존 알고리즘 대비 계산 성능이 개선됨을 확인했다.

4장. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 계산 및 검증

본 논문에서 개발된 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템의 성능을 검증하고, 실시간 정밀 궤도 결정 시스템의 효율적인 공분산 파라미터 제공 방안을 제안하기 위해, IGS 기준국에서 수집된 GPS 데이터를 시뮬레이션과 실측데이터를 활용하여 정밀 궤도 결정을 수행한다.

GPS 궤도의 섭동력 환경 분석을 위해 4장.1에서는 지구 및 달 그림자의 특징을 단기와 장기로 분류하여 분석한다. 지구 및 달 그림자는 태양과 달의 위치에 영향을 받기 때문에, 1년을 주기로 분석한다. 4장.2는 지구 그림자 및 달 그림자 모두 영향을 미치는 환경을 선정하여, 실시간 궤도 결정 성능을 검증하고, 지구와 달 그림자가 영향을 미치는 환경까지 성능 검증을 수행한다.

궤도 결정 검증 및 오차 수준은 IGS 최종궤도를 기준 궤도로 활용하여 분석했으며, 정확도는 1D rms 2.5 cm 수준으로 모든 정밀 궤도 결정 시스템 검증에 활용된다. 따라서 본 연구에서도 해당 방법을 활용하여 기준 궤도를 설정하여 궤도 결정 정확도 및 오차 분포를 확인했다.

1. GPS 궤도 환경 분석

본 절에서는 태양풍 모델 계수를 추정할 때 영향을 미치는 그림자의 영향을 분석한다. 32개의 위성 궤도와 태양, 달의 위치를 활용하여, GPS 궤도 상 지구 및 달의 그림자 강도, 지속시간, 발생 빈도를 분석한다. 위성의 위치는 IGS 정

밀레도력을 활용하였고, JPL DE405모델을 활용하여, 태양과 달의 위치를 계산했다.

1) 지구 그림자

지구 그림자는 지구와 태양, 위성의 상대 위치에 따라 그림자 발생여부가 결정된다. 본 연구에서는 지구 그림자의 영향을 단기로는 2018년 1월 1일 하루 동안 영향을 분석하였으며, 장기로는 2018년 일별 그림자 통과 시간을 분석했다.

① 단기 분석 (2018/01/01)

Fig. 25는 2018년 1월 1일에는 32기 GPS 위성과 각 공전궤도 면이다. GPS 위성은 약 12시간을 주기로 고도 20,000km 상공의 원궤도를 공전한다. 32기 위성은 서로 다른 6개의 궤도면에 배치 운용되고 있으며, 각 면에는 약 4개의 위성이 함께 지구를 공전한다. 따라서, 한 궤도면이 지구 그림자를 통과하면 해당 궤도면의 위성은 모두 지구 그림자를 경험하게 된다.

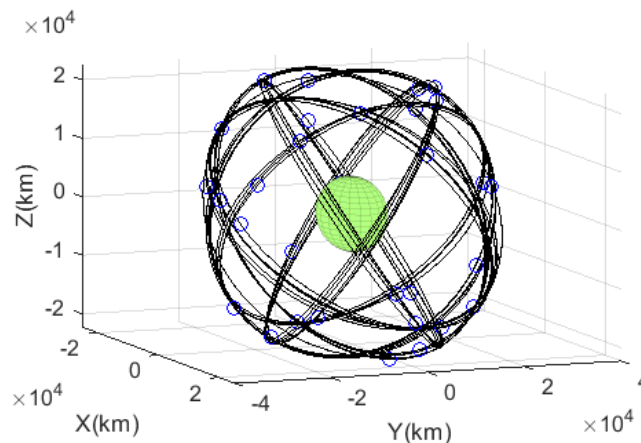


Fig. 25 Entire satellite orbit in ECI frame (January 1st, 2018).

Fig. 26는 2018년 1월 1일 지구 그림자와 이때, 그림자를 통과하는 PRN 1, 2, 8, 11, 21 위성의 궤도를 함께 나타낸 것이다. 다음과 같이 그림자를 통과한 5개의 위성은 유사한 궤도면을 공전하고 있었다. Fig. 27은 각 위성이 하루동안 그림자를 통과여부를 나타낸 것으로, 일평균 2회 통과하며 평균 지속시간은 50분이다.

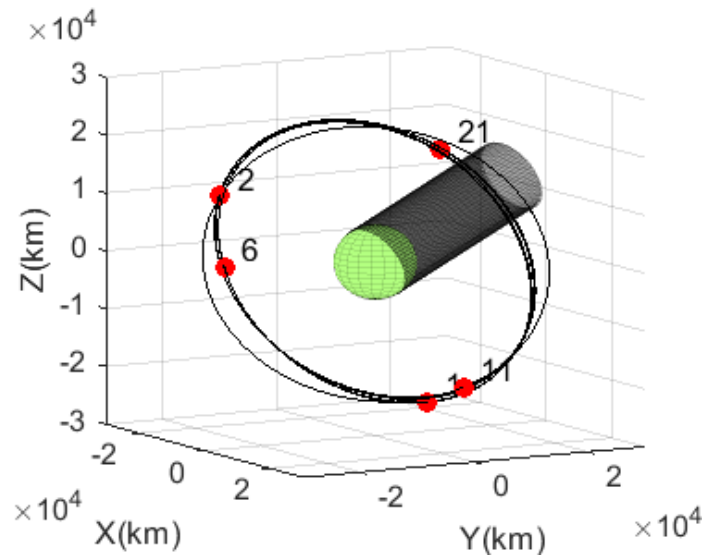


Fig. 26 Earth shadow and satellite orbits of PRN1, 2, 6, 11 and 21
(January 1st, 2018).

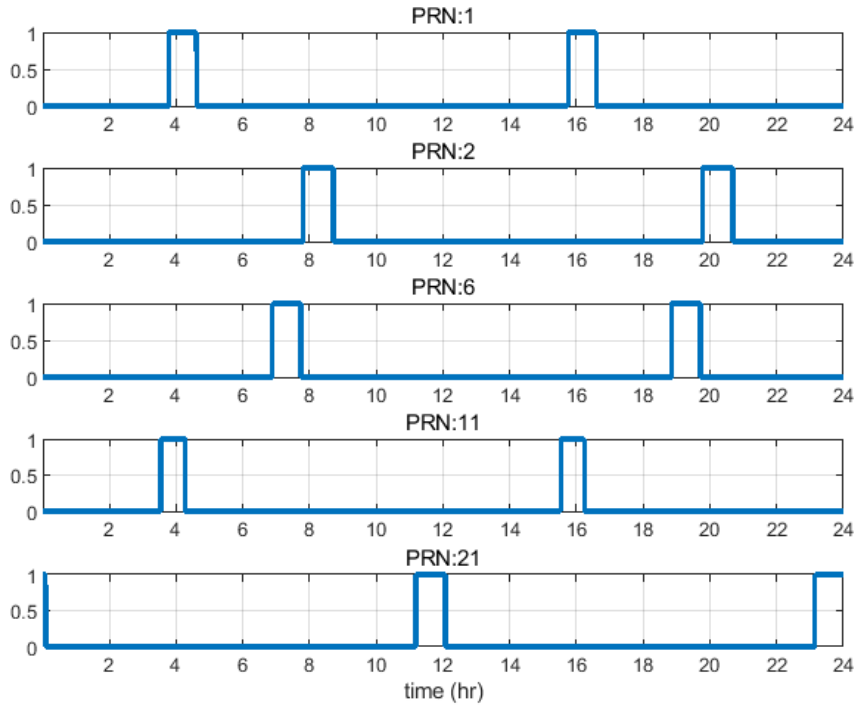


Fig. 27 Time history of Earth shadow (January 1st, 2018).

② 장기 분석 (2018/01/01~2018/12/31)

장기간 분석은 1년간 한 위성이 경험하는 그림자 현상에 대해 분석을 수행했다. Fig. 28는 ECI 좌표계에서 PRN 1위성의 궤도와 지구의 그림자를 3개월 간격으로 나타낸 것이다. 위성의 궤도면은 크게 변하지 않고 유지되지만, 그림자는 1년을 주기로 지구를 공전함을 확인할 수 있었다. 이에 따라 PRN 1의 궤도면과 지구 그림자와 만나는 시기는 연 2회임을 알 수 있었고 약 75일의 그림자 구간을 가짐을 확인했다. 따라서, GPS 위성은 1년 중 75일은 지구 그림자를 통과하며, 같은 공전 궤도면을 지나는 위성 군 별로 같은 시기에 그림자를 통과하는 것을 확인할 수 있었다.

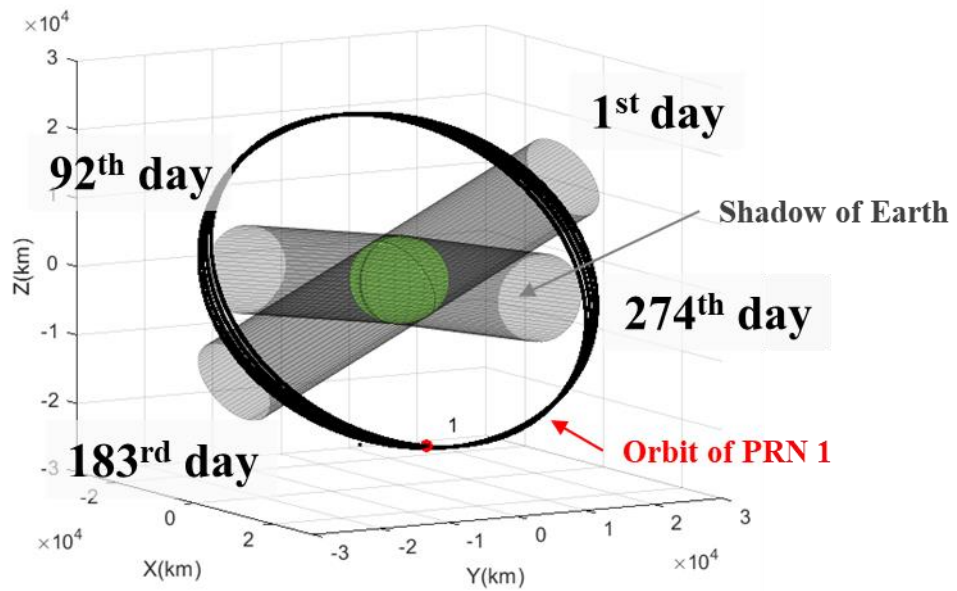


Fig. 28 Earth shadow and PRN1 orbit at the first day of January, April, July and September in 2018.

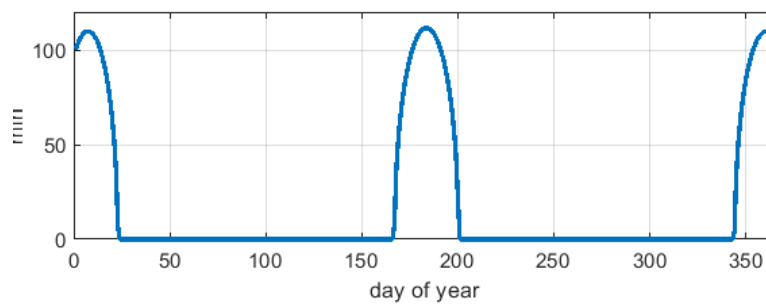


Fig. 29 Time history of PRN 1 eclipse passing duration.

2) 달 그림자

① 단기 분석 (2018/01/01~2018/12/31)

Fig. 30은 한달간 위성의 궤도, 지구와 달, 태양 위치와 이에 따른 달의 그림자를 나타낸 것이다. 달은 음력 매월 초, 지구와 달 사이를 통과하기 때문에, GPS 위성도 그림자를 경험하게 된다. Fig. 30은 2018년 1월 16일 달 그림자를 통과하는 위성 별, 그림자의 크기 및 지속시간을 나타낸 것이다.

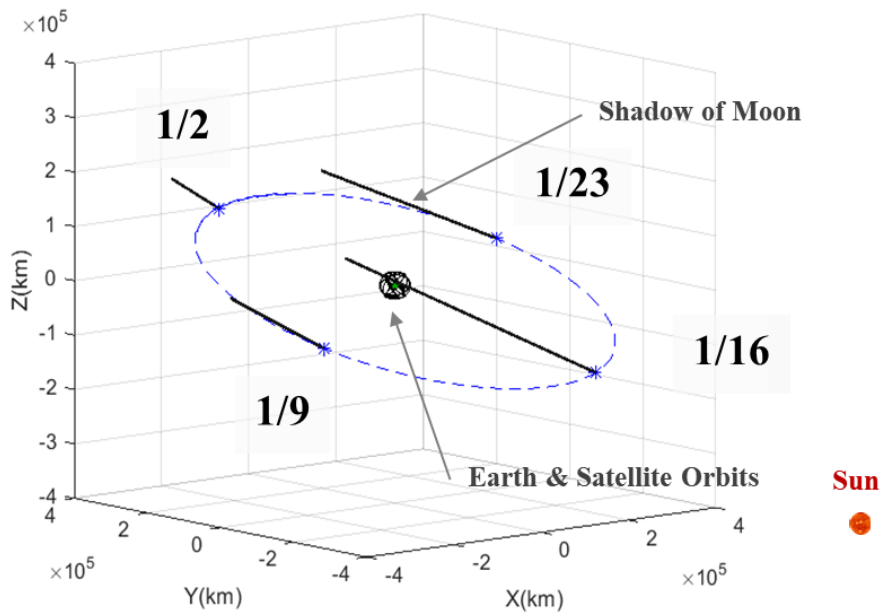


Fig. 30 Sun, Moon, Earth, PRN 1 orbit and Moon shadow on January, 2018.

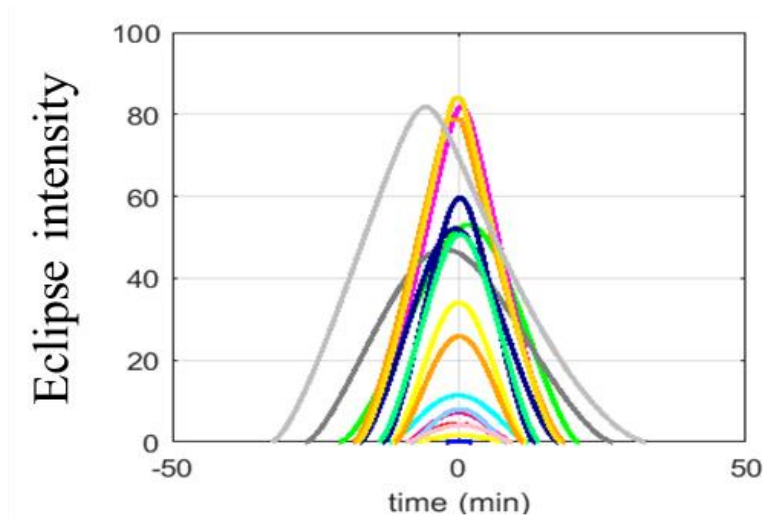


Fig. 31 Intensity of lunar shadow on the 16th day in 2018.

② 장기 분석 (2018/01/01~2018/12/31)

달의 그림자는 달의 공전 주기에 따라 약 30일을 주기로 나타날 것으로 기대된다. 그런데, Fig. 32에서 일년간 달 그림자가 발생하는 구간을 분석한 결과, 2018년 1년동안 8회 발생함을 확인했다. 이러한 현상은 지구와 달의 공전 궤도 면이 차이가 나기 때문에 발생한 결과로 Fig. 34, Fig. 33에서 그 원인을 분석해보았다.

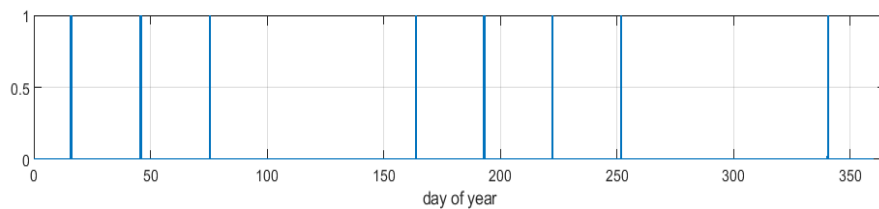


Fig. 32 Moon shadow time history of GPS orbit in 2018.

Fig. 34는 지구를 중심으로 달과 태양의 움직임을 나타낸 것이다. 지구와 달은 서로 다른 공전 궤도면을 가지고 있어, 계절에 따라 상대위치가 달라진다. 이에 따라, 달 그림자가 발생하는 위치가 위아래로 움직이게 된다.

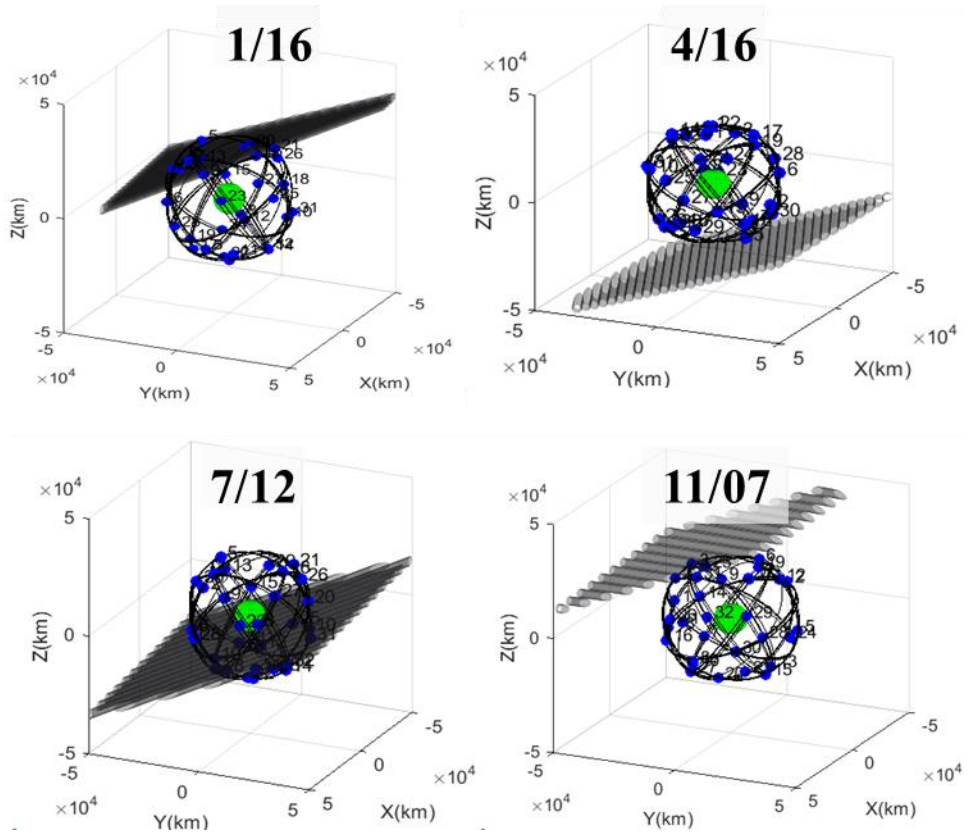


Fig. 33 GPS satellites and moon shadow.

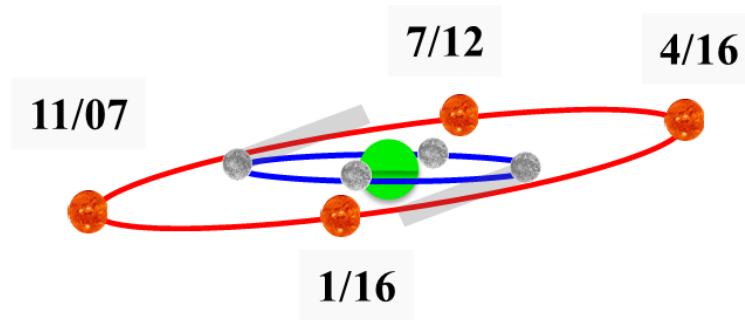


Fig. 34 Sun, Moon and Moon shadow in Earth centered system.

Fig. 33은 1월 16일, 4월 16일, 7월 12일, 11월 7일에 달 그림자와 GPS 위성 궤도를 함께 나타냈다. 각 그래프에서 달의 그림자는 2시간 간격으로 그렸기 때문에, 달의 그림자가 지나가는 평면이 그려졌다. 이 때 Fig. 34에서와 같이 4월과 11월은 달과 지구의 공전궤도면의 차이로 인해 달의 그림자가 GPS 공전 궤도에서 크게 벗어나게 되어 GPS 위성에 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다.

2. 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템 검증 결과

1) 데이터 처리 환경

실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 다수의 기준국 데이터와 고정밀 궤도 예측 모델 및 섭동력 모델 추정 등의 복합 기술을 통해 정밀하게 추정한다. 특별히, 태양풍 모델의 경우 추정을 수행하는데, 이에 큰 영향을 미치는 요소가 지구 및 달의 그림자이다. 지구 그림자는 매일 일부 위성에서 2회씩 경험하지만, 달의 그림자는 일년에 8번 그림자가 GPS 궤도에 영향을 미친다. 따라서, 본 연구에서는 지구 및 달 그림자의 영향에도 연속적인 정밀 궤도 결정이 가

능한지 검증하기 위해, 달 그림자 영향을 받는 날을 포함하기 위해, 2018년 1월 15~16일 48시간 데이터를 처리했다.

실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템은 시뮬레이션과 실측데이터에서 추정 및 검증을 수행했다. 시뮬레이션 데이터는 Table 12와 같이 생성하였다. 시뮬레이션과 실측환경 모두 IGS 정밀 궤도력을 기준궤도로 오차를 계산하고 분석했다. 실측 데이터는 RINEX 파일을 활용하였기 때문에, 시뮬레이션과 실측 모두 30초 간격으로 데이터를 수집했다.

Table 12 Simulation data generation strategy.

Parameter	Strategy
True GPS orbit	IGS final orbit
Tropo delay	Black mapping function [77]
Ambiguity	Random integer
Receiver Noise	Gaussian distribution

2) 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템 계산 결과

시뮬레이션과 실측 데이터는 시간에 따라 추정된 공분산이 오차를 잘 반영하는지 확인 하기 위해, Fig. 35과 Fig. 36에서는 시간에 따른 오차 흐름을 확인하였다. 오차는 3D 오차와 반경방향 오차를 함께 도시하였다. 또한 위성별 궤도 오차의 축 별 RMS 값은 Fig. 37~Fig. 39와 같으며, 평균 반경 방향은 2cm, 3D 7.8cm수준으로 센티미터 수준의 정밀 궤도 결정이 가능함을 확인했다.

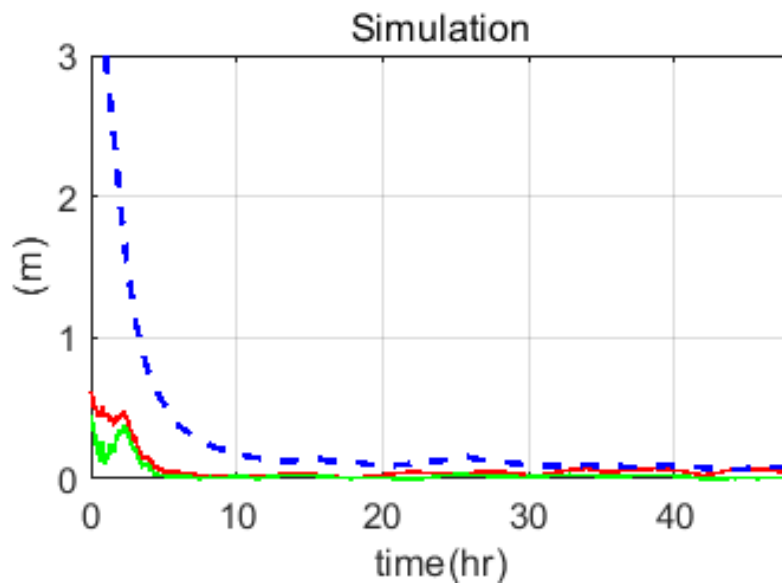


Fig. 35 Time history of PRN 9 orbit errors and estimated standard deviations in simulation.

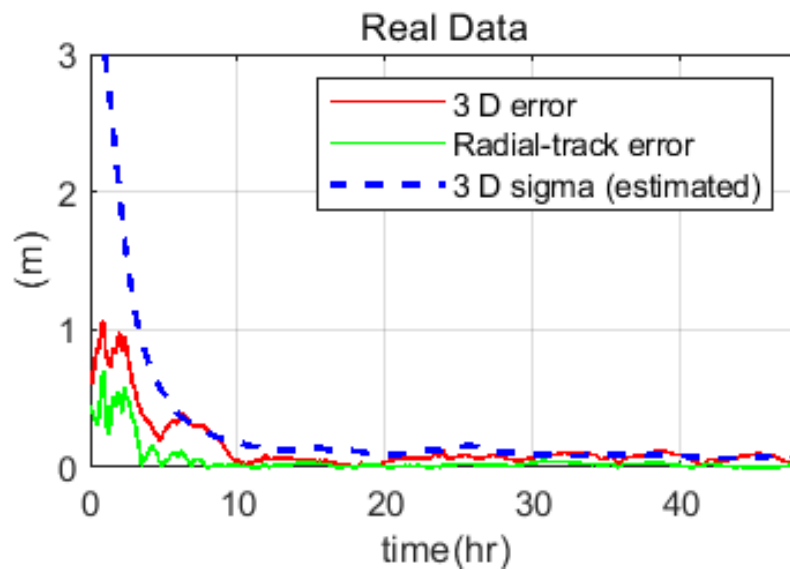


Fig. 36 Time history of PRN 9 orbit errors and estimated standard deviations in real time.

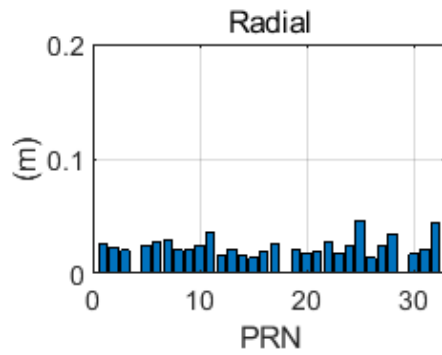


Fig. 37 RMS radial errors in the last 24 h intervals.

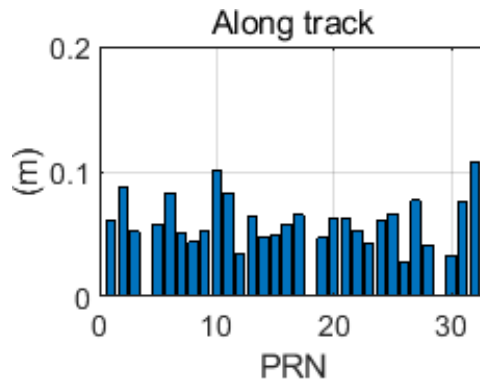


Fig. 38 RMS along track errors in the last 24 h intervals.

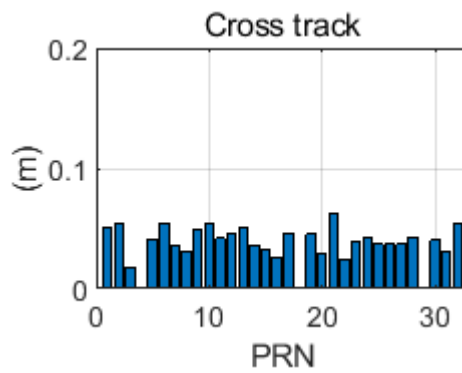


Fig. 39 RMS cross track errors in the last 24 h intervals.

추정된 궤도 불확실성이 실제 궤도 오차 수준을 잘 bound 하는 것을 볼 수 있었다. 또한, 공분산이 추정된 오차 분포를 잘 bound하는지 확인하기 위해 PDF와CDF의 bounding plot을 그려 확인했다. PDF, CDF bounding plot은 궤도 오차를 궤도 공분산으로 정규화하여 정규분포를 잘 따르는지 보는 방법으로[2], 꼬리의 오차 분포를 확인하기 용이하다. Fig. 40~Fig. 45은 각 축 별 오차 분포를 확인한 결과로 시뮬레이션과 실측데이터 모두 공분산 분포에 잘 bound 되는 것을 확인할 수 있었다.

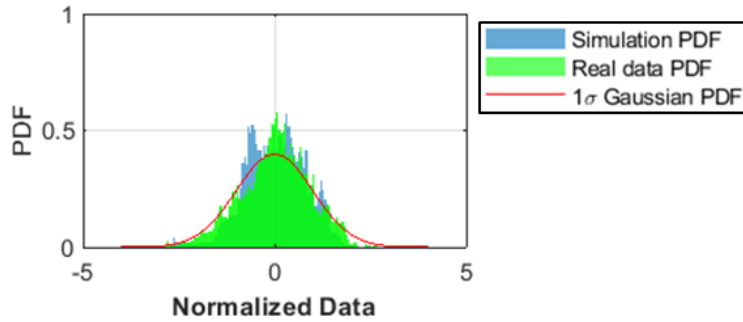


Fig. 40 PDF bounding plot of normalized error in x-axis for all satellites.

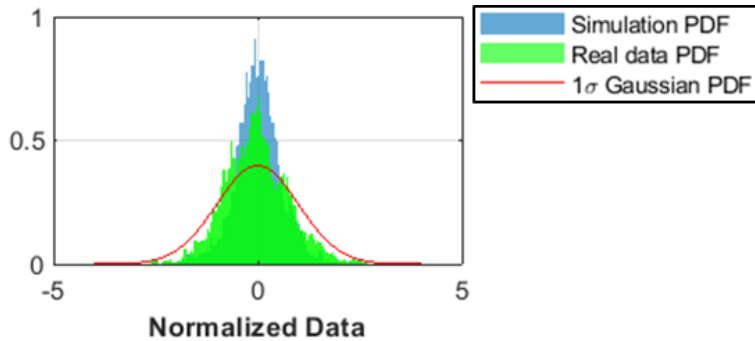


Fig. 41 PDF bounding plot of normalized error in y-axis for all satellites.

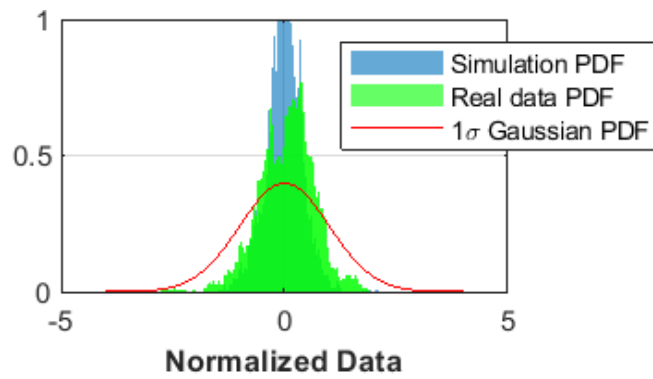


Fig. 42 PDF bounding plot of normalized error in z-axis for all satellites.

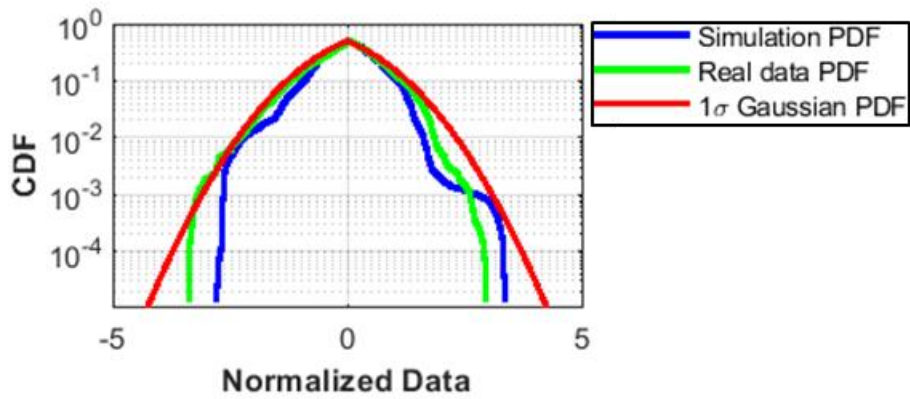


Fig. 43 CDF bounding plot of normalized error in x-axis for all satellites.

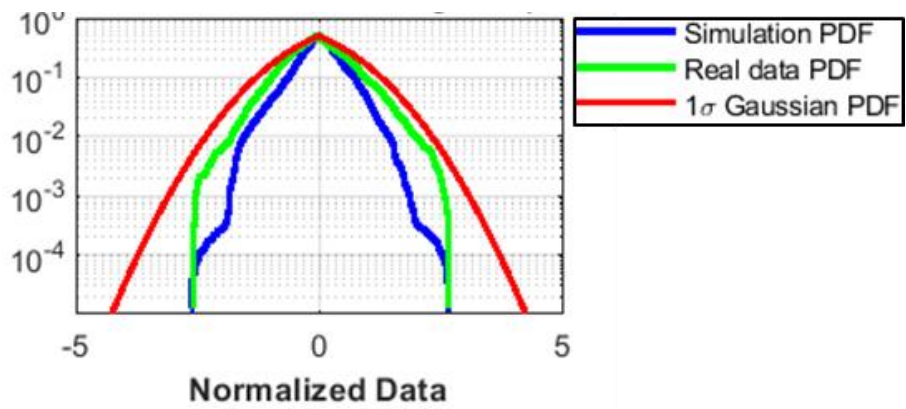


Fig. 44 CDF bounding plot of normalized error in y-axis for all satellites.

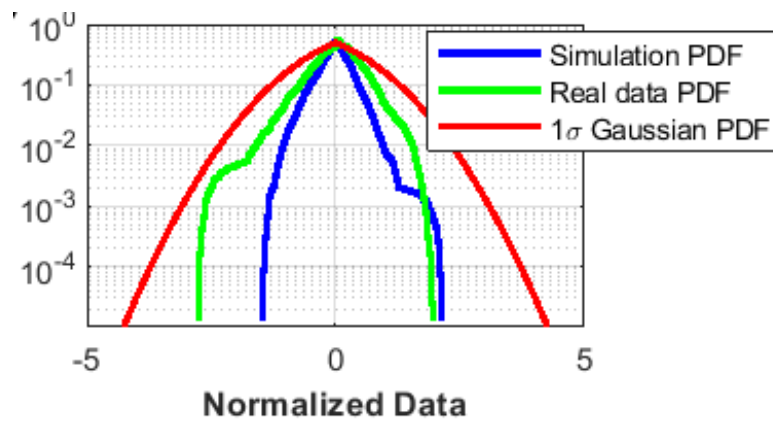


Fig. 45 CDF bounding plot of normalized error in z-axis for all satellites.

3) 달 그림자 모델 영향 분석

본 절은 추가적으로 GPS 정밀 궤도 결정 시스템에서 달 그림자가 미치는 영향을 분석하여, GPS 궤도환경과 정밀 궤도 결정 시스템에 대한 분석을 수행했다. 달의 그림자는 GPS 위성이 매일 경험하는 현상은 아니지만, 태양풍 모델 계수 추정에 필수적인 요소로, 그 영향을 분석해보았다.

2018년 1월 16일은 달의 그림자의 영향을 받는 구간으로 시간에 따른 위성별 그림자의 크기는 Fig. 46과 같이 나타난다. 본 절에서는 달의 그림자 영향을 확인하기 위해, 먼저 달 그림자 모델을 고려하지 않고 데이터를 처리한 경우 오차 분석을 수행하고, 달의 그림자 모델을 고려한 후 결과를 분석했다. 본 절은 실측데이터를 기반으로 이루어졌으며, 달의 그림자 영향을 많이 받은 PRN 17, 19, 23의 오차를 분석했다.

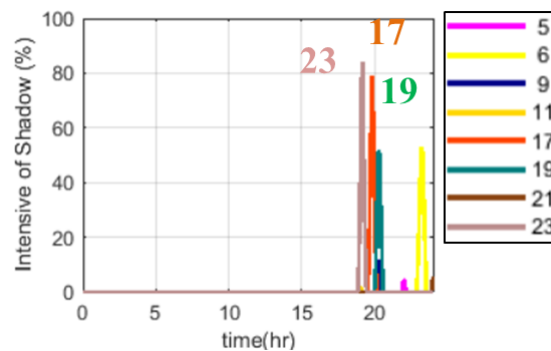


Fig. 46 Time history of shadow intensity on the 16th day in 2018.

먼저, 그림자 모델을 고려하지 않는 경우 오차가 추정된 오차 수준을 벗어나 미터 수준으로 오차가 발산하게 된다. 이러한 영향은 달 그림자에 의해 태양풍 모델 계수가 잘못 추정되어 시간이 갈수록 궤도오차가 점점 발산하는 것으로 보였다.

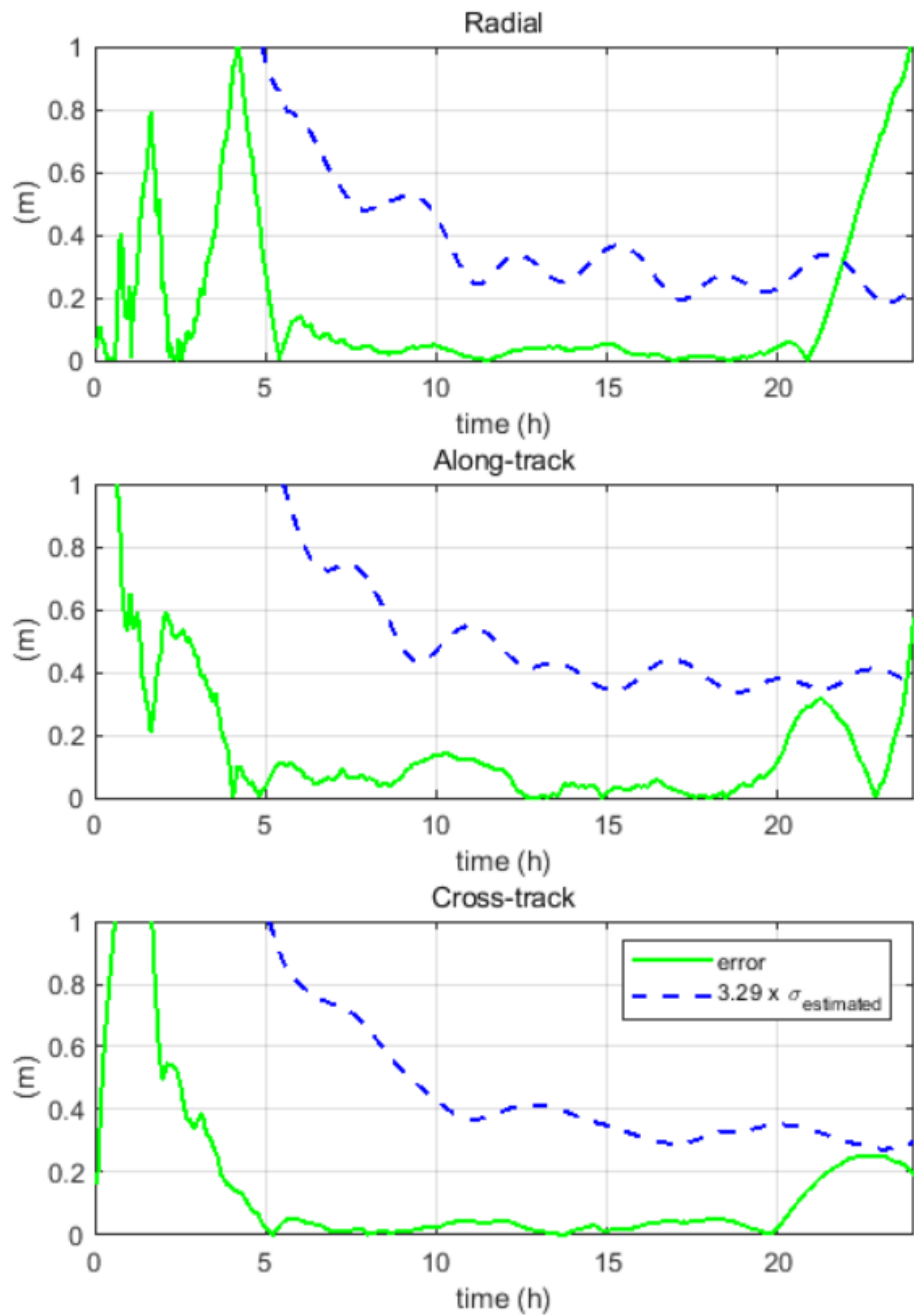


Fig. 47 Orbit error before considering moon shadow model (PRN17).

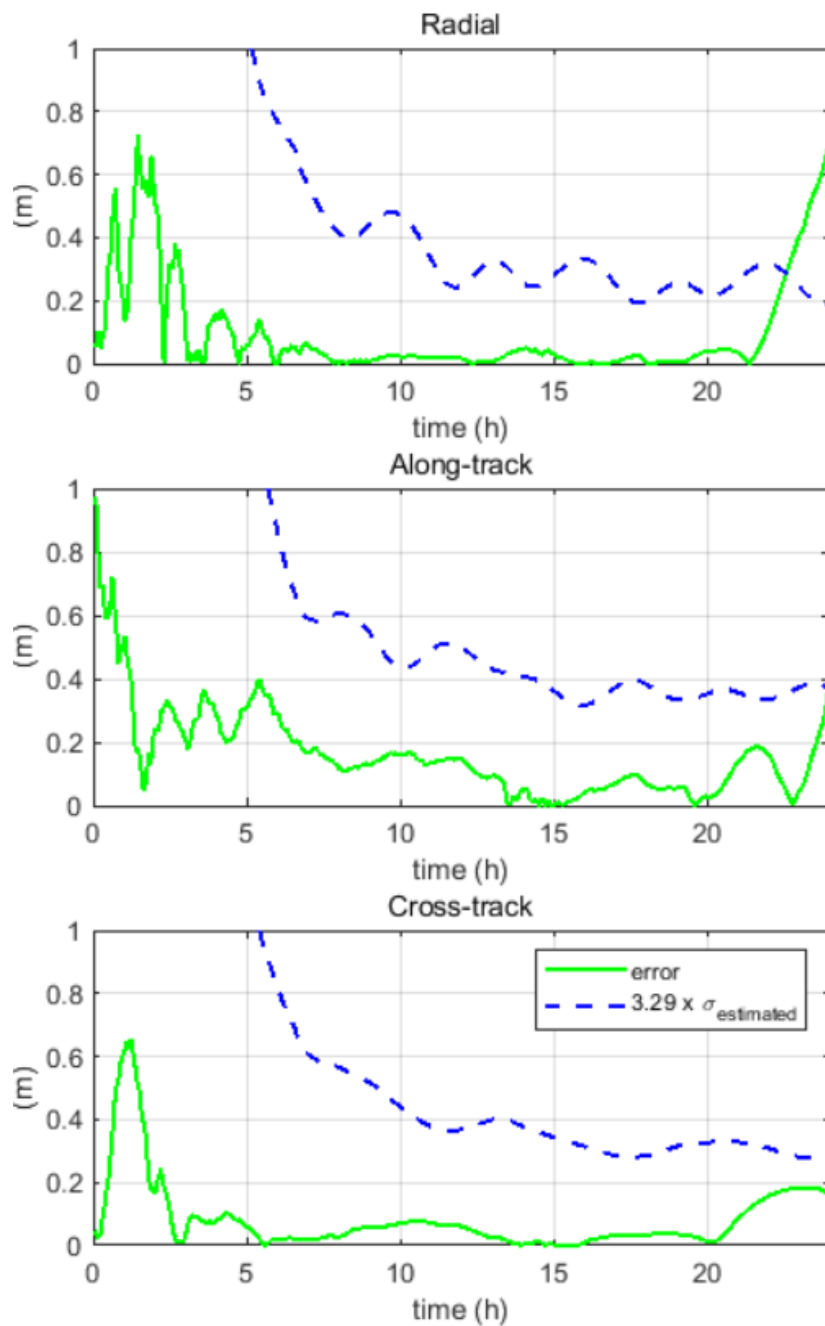


Fig. 48 Orbit error before considering moon shadow model (PRN19).

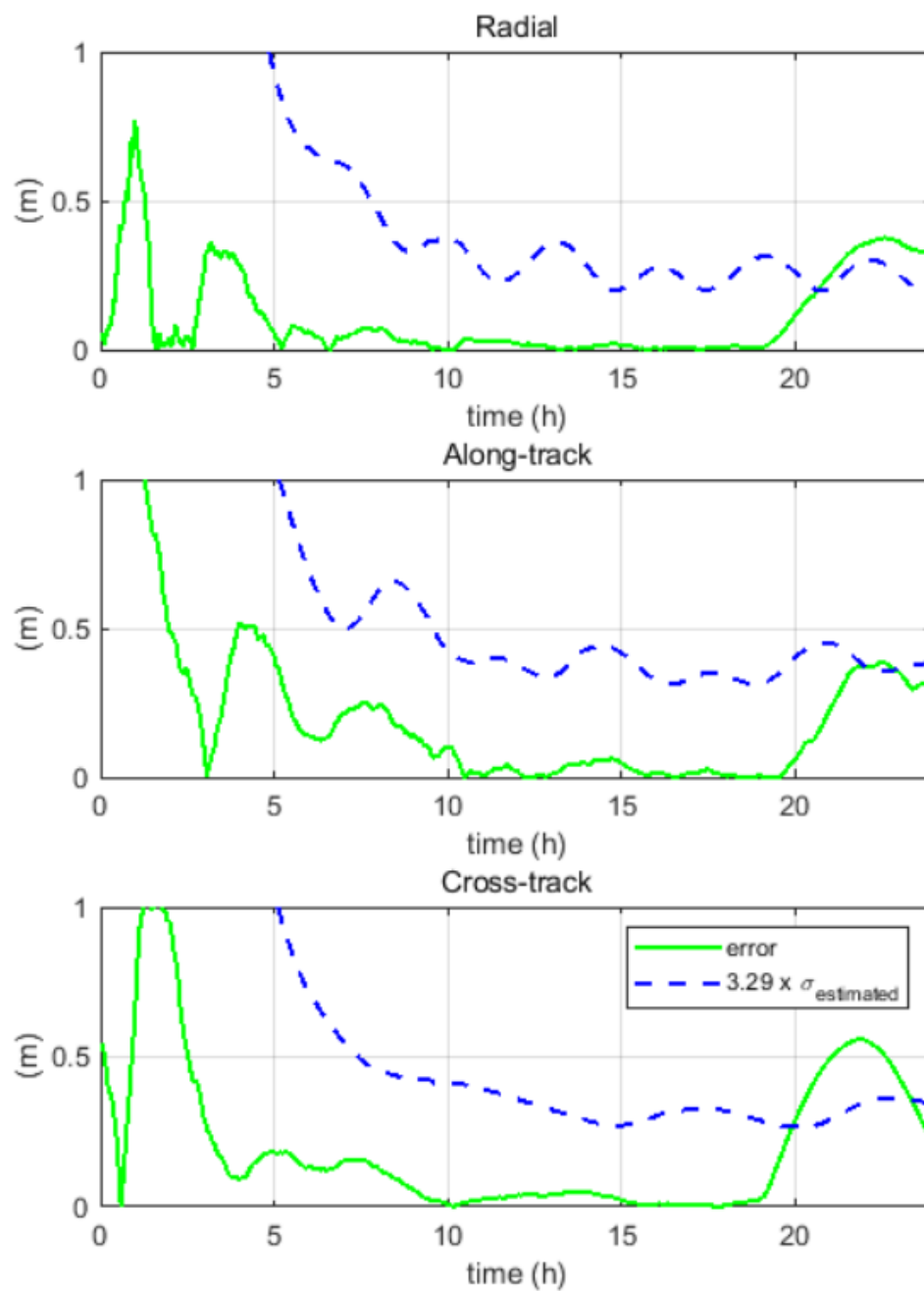


Fig. 49 Orbit error before considering moon shadow model (PRN 23).

따라서, 실시간 GPS 궤도 결정 시스템에서 달의 영향을 고려하여야 그림자를 통과해도 연속적으로 정밀한 궤도를 생성할 수 있다. 다음은 달 그림자 모델을 고려한 결과로, 센티미터 수준으로 유지되는 것을 확인할 수 있었다.

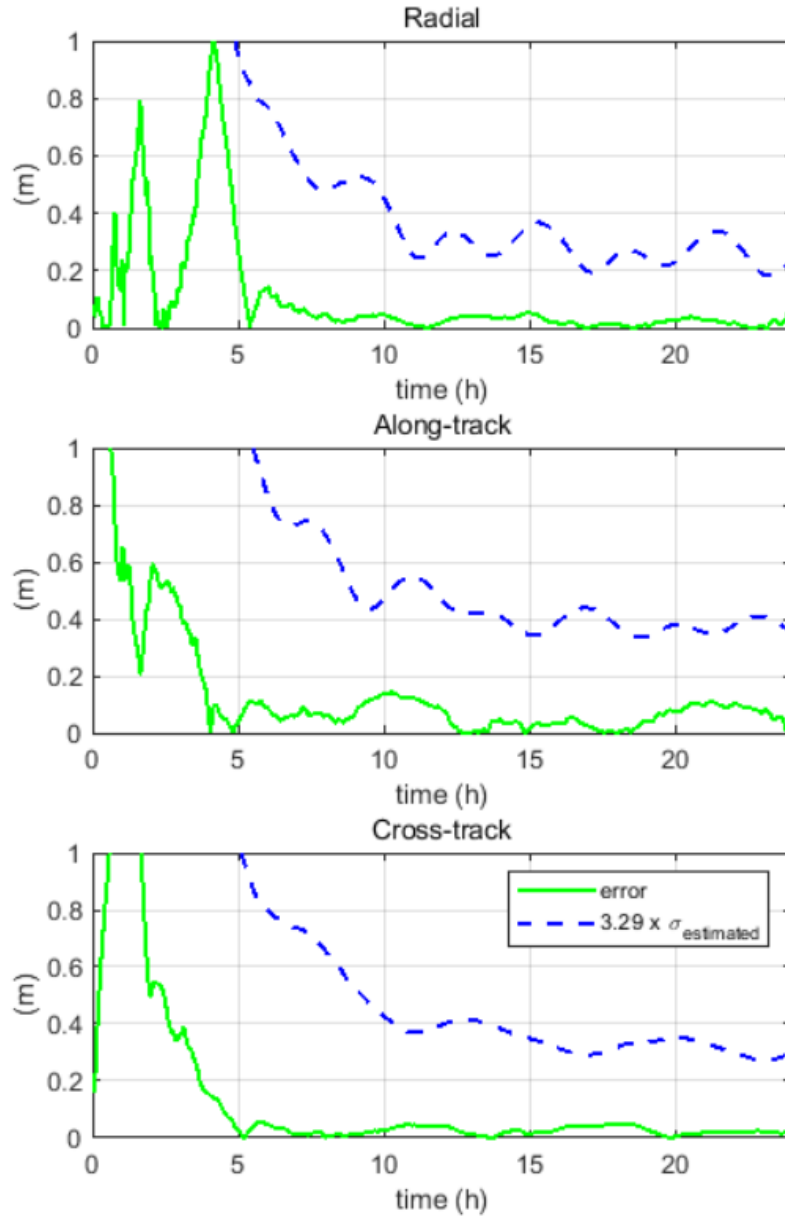


Fig. 50 Orbit error after considering moon shadow model (PRN 17).

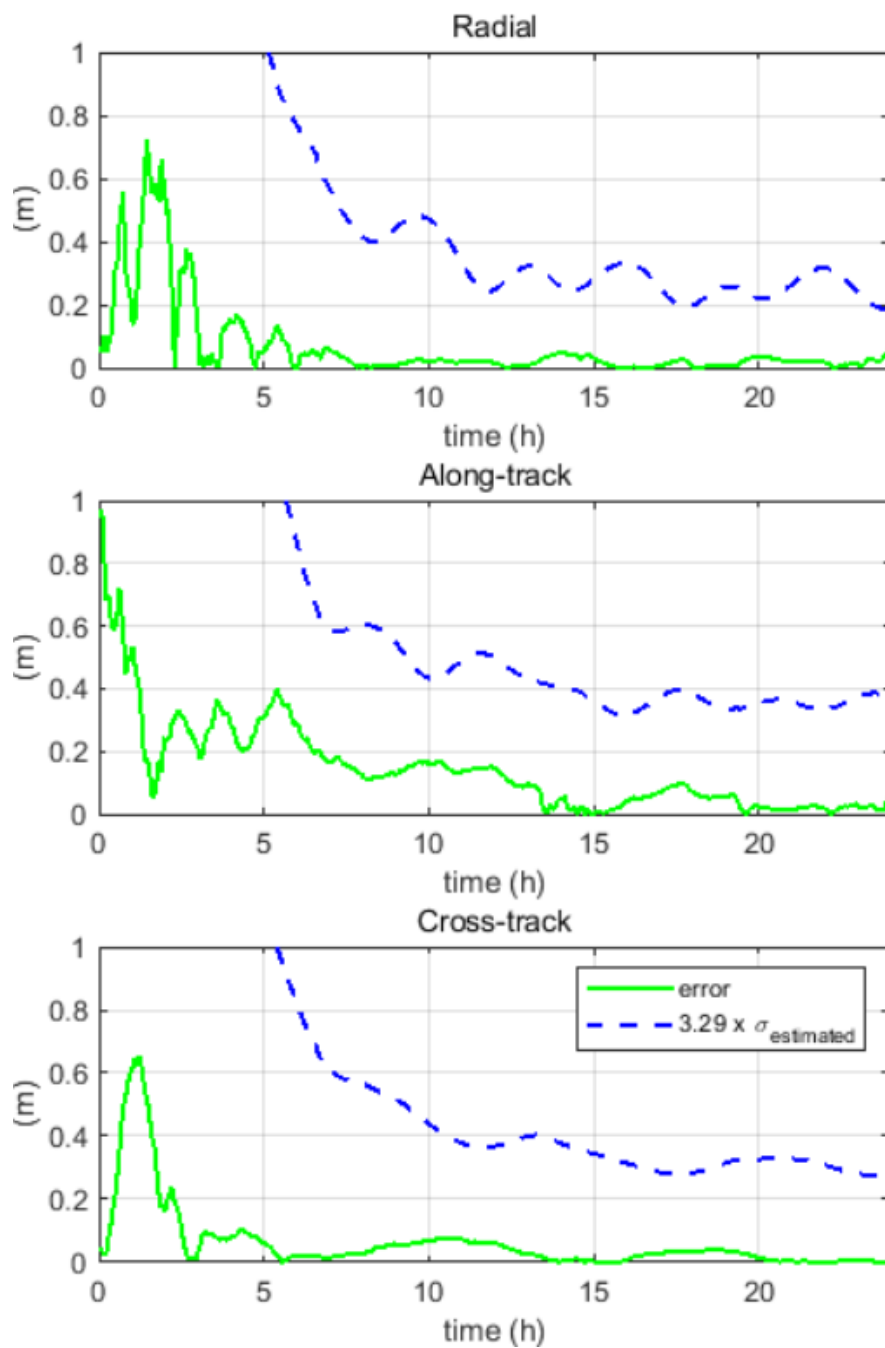


Fig. 51 Orbit error before considering moon shadow model (PRN 19).

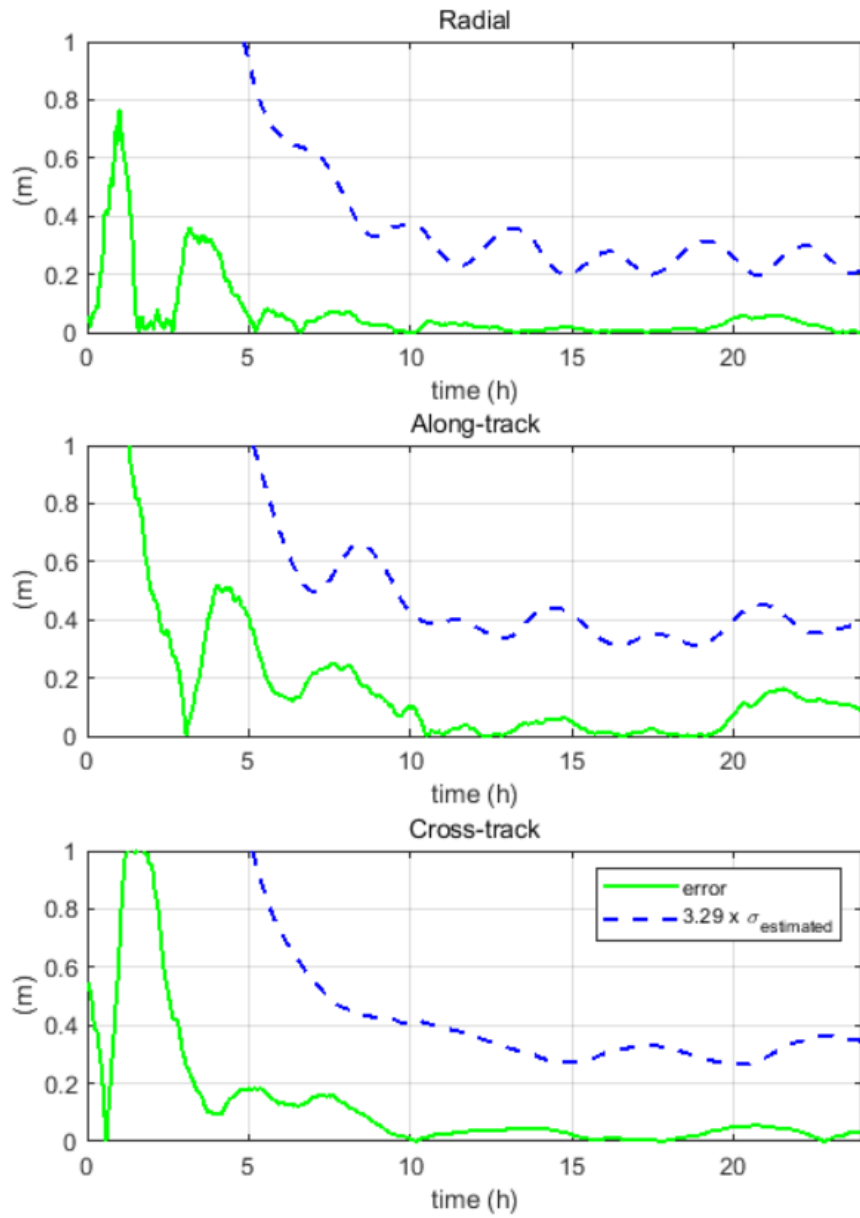


Fig. 52 Orbit error before considering moon shadow model (PRN 23).

5장. 실시간 정밀 항법 사용자를 위한 공분산 제공

방안 설계

본 절은 실시간 정밀 항법 사용자를 위한 정밀궤도의 공분산 제공을 위한 파라미터 설계를 수행하고, 그 성능을 분석한다. 정밀 궤도의 공분산은 전체 공분산으로 제공하면, 3차원 상에서 각 축의 정확도와 축간 상관관계를 필요로 한다. 따라서, 사용자는 위성 별로 6개의 파라미터를 매순간 수신하여야 한다. 본 연구는 사용자에게 제공해야 할 파라미터를 효율화 하기 위해, 축간 상관관계를 무시할 수 있는 좌표계를 제안하여 제공해야 할 파라미터의 수를 감소시켜 사용자에게 통신량을 효율화 하고자 연구를 수행하였다. 5장.1은 4장에서 추정된 정밀 공분산을 다양한 좌표계에서 분석하고, 효율적인 공분산 제공 방안을 제안하며, 5장.2는 제안된 공분산 파라미터 제공방안과 기존 공분산 제공방안의 성능 분석을 수행한다.

1. 궤도 공분산의 축간 상관관계 분석

궤도 공분산은 다양한 좌표계에서 위성별 공분산을 3차원 상에서 도시하여 분석하고, 축간 상관관계를 분석한다. 축간 상관관계는 시간에 따라 유지되는 성질인지 확인하였으며, 사용자 입장에서 활용이 용이한 새로운 좌표계를 제안한다.

1) 다양한 좌표계에서 궤도 공분산 분석

위성의 위치 오차나 공분산 등을 표현하는 좌표계는 크게 지구중심 좌표계인 ECI, ECEF와 위성중심 좌표계인 RSW(radial-transverse-normal), RAC(radial along- and cross-track) 등이 있다. 궤도 결정 시스템은 ECI 좌표계 상에서의 궤도와 궤도 공분산을 추정하지만, 일반적으로 궤도 오차는 위성중심 좌표계 RSW에서 각 축의 성질이 유지되는 것으로 알려져 있다. 궤도 정보를 활용하는 사용자는 지구 표면에 익숙하기 때문에, ECEF 좌표계를 활용한다. 그 외에도 궤도 정보를 제공하는 경우에는, 사용자를 위해 ECEF 좌표계로부터 위성중심 좌표계를 표현하는 RAC를 활용하기도 한다. 따라서, 본 연구에서는 각 좌표계의 정의 및 특징을 설명하고, 좌표계 별 공분산 특징을 분석을 수행한다.

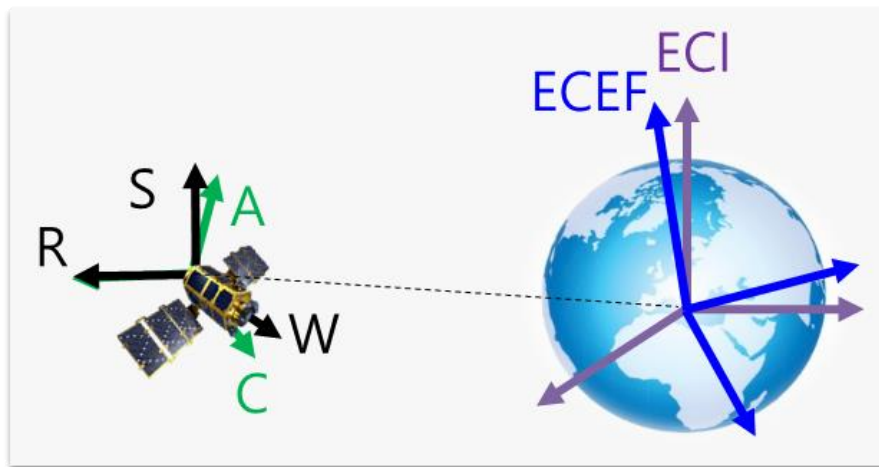


Fig. 53 ECI, ECEF, RSW and RAC.

지구 중심 좌표계인 ECI와 ECEF는 지구의 질량 중심을 기준으로 한다. 2장.3.2)에서 설명한 바와 같이 지구 관성좌표계인 ECI는 춘분점과 적도면으로

정의되며, ECEF는 지구 고정 좌표계로 그리니치 천문대가 위치한 경도 0도를 x축으로 하며, 지구의 자전축을 z축으로 정의한다. 사용자는 일반적으로 ECEF를 활용하기 때문에, ECI 활용을 위해서는 좌표 변환이 필요하다. ECEF에서 ECI로의 좌표변환을 위해, Precession, Nutation 을 구현하기 위해 상당한 계산 량이 필요하며, Polar motion, Rotation 구현을 위해서는 시간에 따라 변하는 EOP 데이터를 필요로 한다. 따라서, 사용자는 ECI 좌표계를 사용하기 위해서는 외부에서 EOP 데이터를 수신 및 계산이 필요하다는 특징을 가진다.

위성 중심 좌표계의 하나인 RSW 좌표계는 ECI 위성 위치(\vec{r}_{ECI})와 속도(\vec{v}_{ECI})를 활용하여, 거리방향(R), 속도방향(S), 직교방향(W) 직교 좌표계를 정의할 수 있다. 위성의 궤도 역학은 ECI 좌표상에서 표현되고, 일반적으로 위성은 지구 중력에 의한 힘을 가장 크게 받기 때문에 거리방향으로 가장 큰 힘을 받는다. 또한 위성의 이심률이 작은 경우, 속도 방향과 거리 방향이 수직에 가깝기 때문에, RSW는 궤도 역학에 의한 특징이 두드러질 수 있다. 따라서, 두 위성의 상대위치의 운동방정식을 세우는 경우, RSW를 주로 활용한다. 그런데, RSW는 ECI를 기반으로 정의하기 때문에, ECI와 마찬가지로 외부 EOP 데이터와 많은 계산 량이 요구된다.

$$R = \frac{\vec{r}_{ECI}}{|\vec{r}_{ECI}|}, \quad W = \frac{\vec{r}_{ECI} \times \vec{v}_{ECI}}{|\vec{r}_{ECI} \times \vec{v}_{ECI}|}, \quad S = \frac{W \times R}{|W \times R|} \quad (39)$$

위성항법 시스템은 사용자의 편의를 위해, GPS의 방송궤도력을 ECEF로 제공하여, 사용자의 위치를 ECEF 좌표계로 제공한다. 따라서, IGS의 실시간 정밀 궤도인 초신속 궤도 및 실시간 서비스는 사용자에게 ECEF기반의 위성 중심 좌표계인 RAC좌표계를 정의하여 활용한다. RAC는 위성 위치(\vec{r}_{ECEF}) 및

속도 (\vec{v}_{ECEF})를 활용한 거리방향(R), 속도방향(A), 직교방향(C) 직교 좌표계이다. 사용자는 다음의 관계식 만으로 RAC 좌표계와 ECEF의 좌표 변환이 가능하다. RAC 좌표계는 RSW와 달리, 일반 사용자가 외부 데이터를 필요로 하지 않고, 좌표변환을 위한 추가 계산이 필요 없다.

$$A = \frac{\vec{v}_{ECEF}}{|\vec{v}_{ECEF}|}, \quad C = \frac{\vec{r}_{ECEF} \times \vec{v}_{ECEF}}{|\vec{r}_{ECEF} \times \vec{v}_{ECEF}|}, \quad R' = \frac{A \times C}{|A \times C|} \quad (40)$$

본 연구에서는 궤도 결정 시스템의 공분산 성질 분석을 위해 각 ECI, ECEF, RSW, RAC 좌표상의 공분산을 활용하여 특정 시점의 오차 타원구를 3차원으로 도시하여 분석한다. Fig. 54와 Fig. 56는 궤도결정 시스템에서 실시간으로 추정된 29개 위성의 공분산을 좌표계 별로 나타낸 것이다. 궤도 결정 시스템에 시작된지 24시간 후인 2018/01/15 23:59:30 의 공분산으로, Fig. 54에서 ECI, ECEF 좌표계 상에서는 모든 위성의 공분산이 한 축 방향으로 길게 나타난다는 특징 외에 서로 다른 경향을 나타냄을 확인 할 수 있었다. 그러나 공분산의 방향성이나, 축간 상관관계은 통일성이 없다. 반면, Fig. 56의 RSW는 모든 위성이 S 방향으로 통일된 형태로 나타나는 것을 알 수 있다. RAC의 경우에도 A방향으로 길게 나타나지만 C 축 방향으로 공분산이 조금씩 흔들리는 모습을 볼 수 있다. 따라서 RSW, RAC에서 위성의 공분산이 서로 유사한 경향을 가짐을 확인했고, 각 축 별 상관관계를 다음 절에서 살펴 보았다.

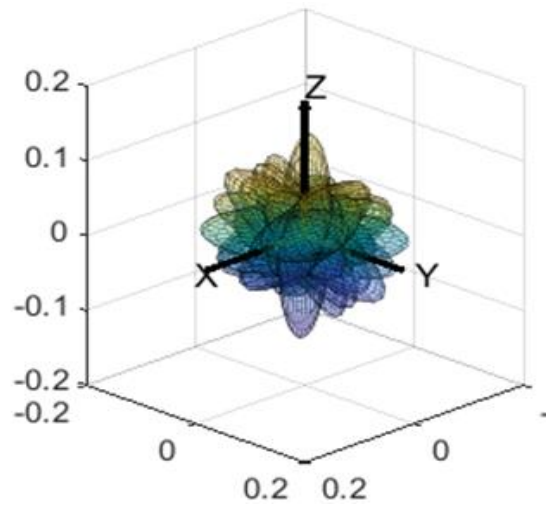


Fig. 54 Entire satellite covariance in ECI frame.

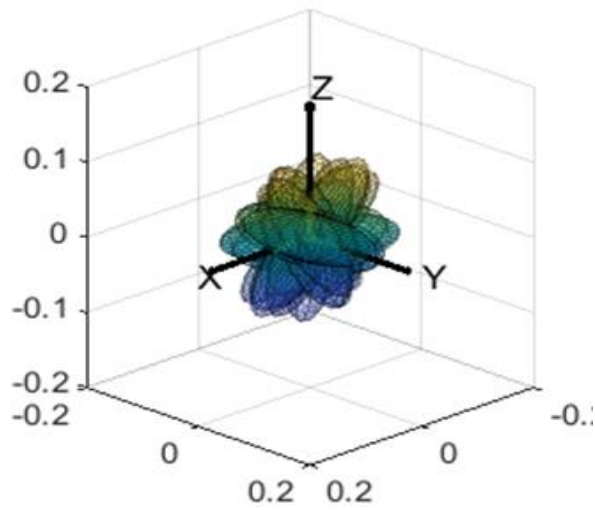


Fig. 55 Entire satellite covariance in ECEF frame.

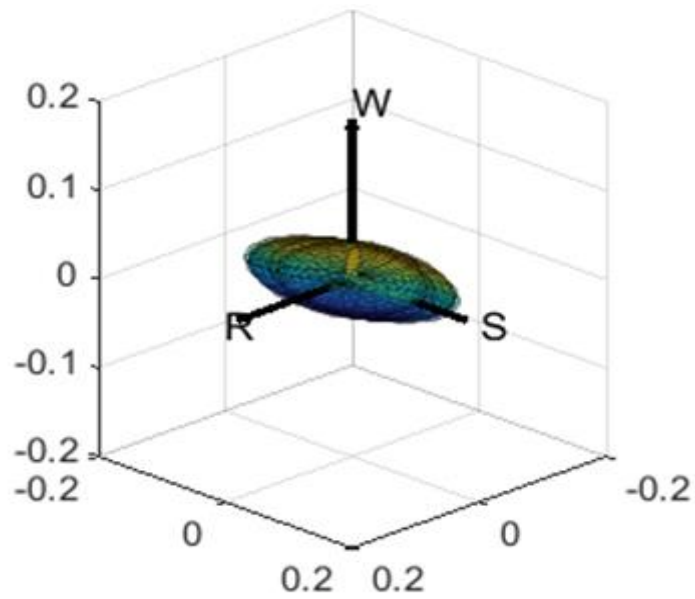


Fig. 56 Entire satellite covariance in RSW frame.

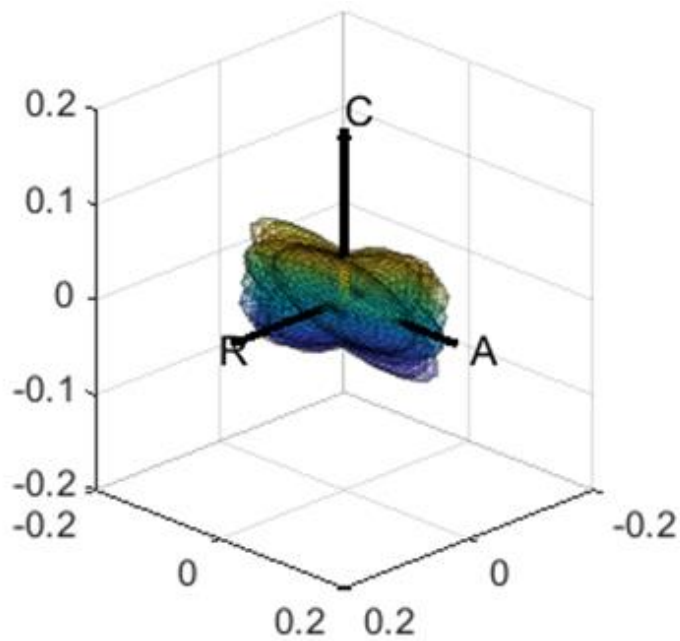


Fig. 57 Entire satellite covariance in RAC frame.

2) 시간에 따른 축간 상관관계

5장.1.1)에서는 특정 시점의 좌표계 별 공분산을 활용한 오차 분포를 도시하여, 좌표계 별 공분산의 특징을 분석했다. 본 절에서는 시간에 따라 축간 상관관계의 성질이 유지되는지를 확인하여, 각 좌표계 별 특징이 시간에 무관하게 유지되는지 확인한다.

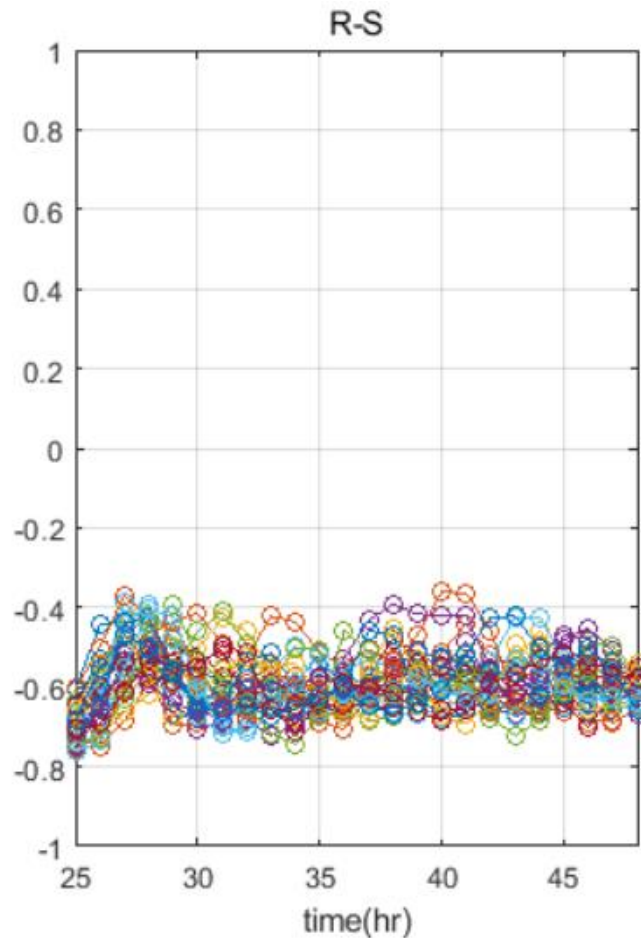


Fig. 58 Radial and along track correlation time history for 29 satellite vehicles.

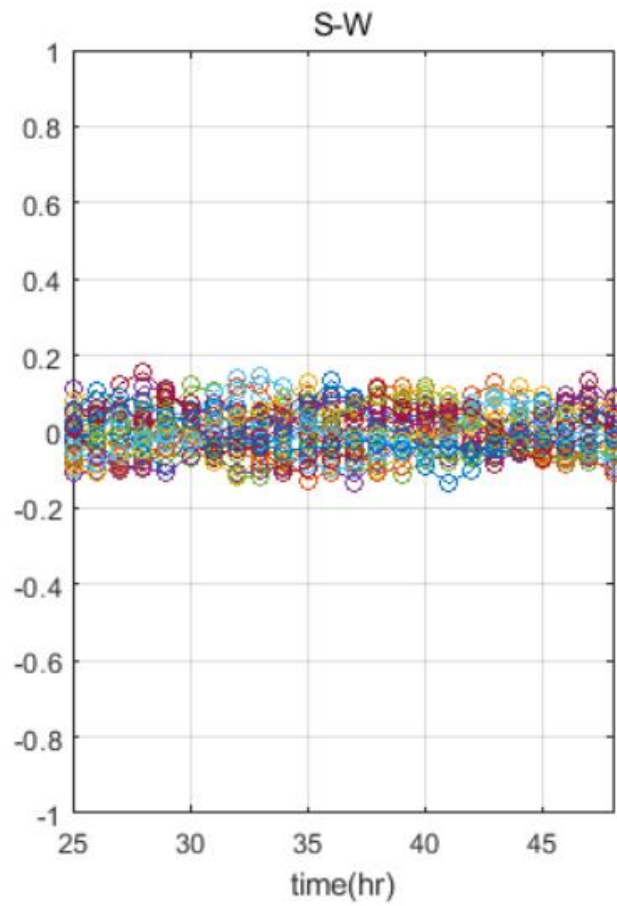


Fig. 59 Along track and cross track correlation time history for 29 satellite vehicles.

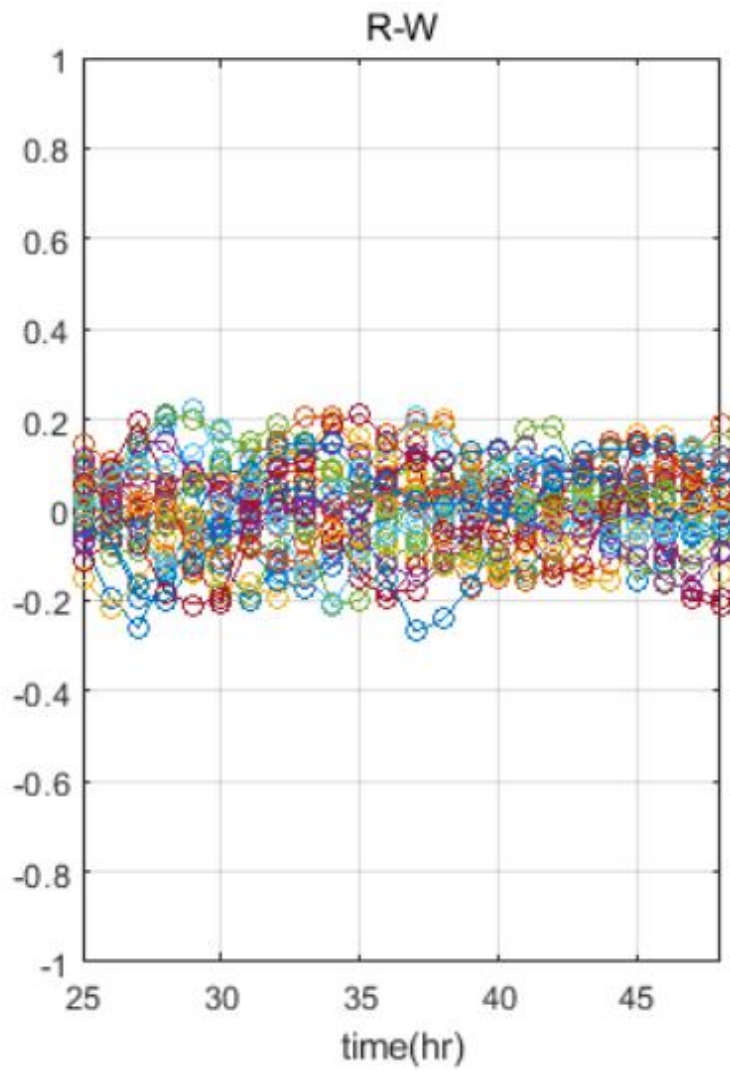


Fig. 60 Radial and cross track correlation time history for 29 satellite vehicles.

Table 13 Mean and standard deviation valud of correlation of each satellite
and each axis of the RSW.

	Radial v.s. Along-track	Along-track v.s. Cross-track	Radial v.s. Cross track
Mean	-0.58	0.01	0.05
Standard deviation	0.07	0.06	0.09

3) RSW와 RAC 좌표계의 축간 상관관계

각 축 별 상관관계는 위성별로 나타냈다. Fig. 61Fig. 63Fig. 63은 PRN 별로 축 별 상관관계를 타낸 것이다. RSW 좌표계는 파란색, RAC 좌표계는 빨간색으로 나타냈다. 두 좌표계 모두 거리방향과 속도 방향의 상관관계는 음의 상관관계를 유지함을 확인할 수 있었다. 그런데, 속도방향과 직교 방향, 거리방향과 직교 방향의 경우, S-W 및 R-W는 0.2이하로 상관관계가 매우 작은 것을 알 수 있었지만, A-C 및 R-C는 위성별로 크고 다른 값을 가지는 것을 알 수 있었다. 따라서, RSW 좌표계로 위성의 위치를 제공하는 경우, 공분산의 S-W, R-W의 상관관계는 무시할 수 있는 장점을 가진다. 그러나, ECI 좌표계를 기반으로 하는 RSW 좌표계를 활용하는 경우, 사용자는 정밀한 좌표변환을 위해 EOP 데이터뿐 아니라 복잡한 계산을 매 순간 수행해야하는 어려움이 있을 수 있다.

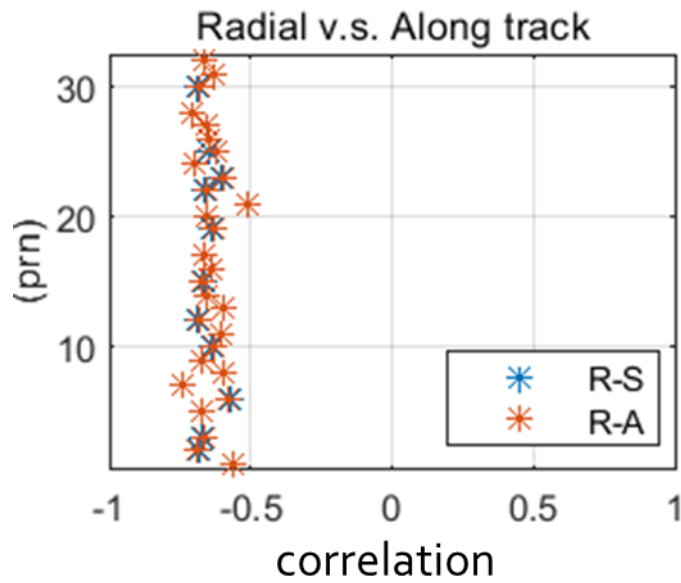


Fig. 61 Radial and along track correlation of the RSW and RAC frame.

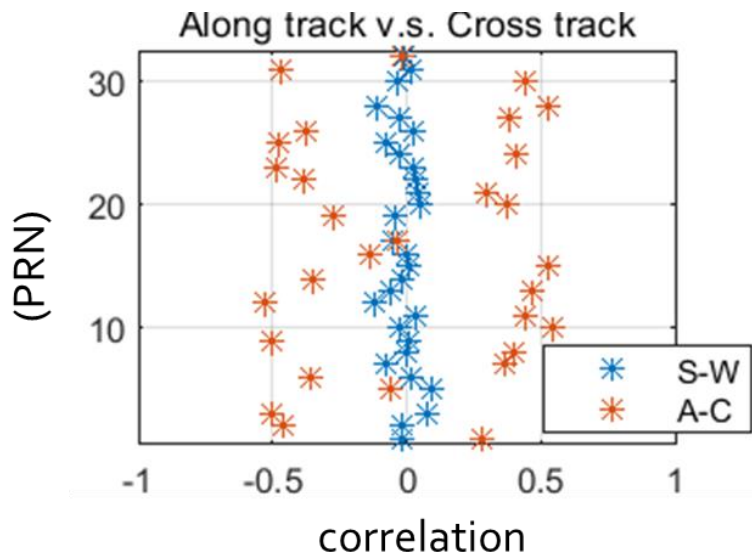


Fig. 62 Cross track and along track correlation of the RSW and RAC frame.

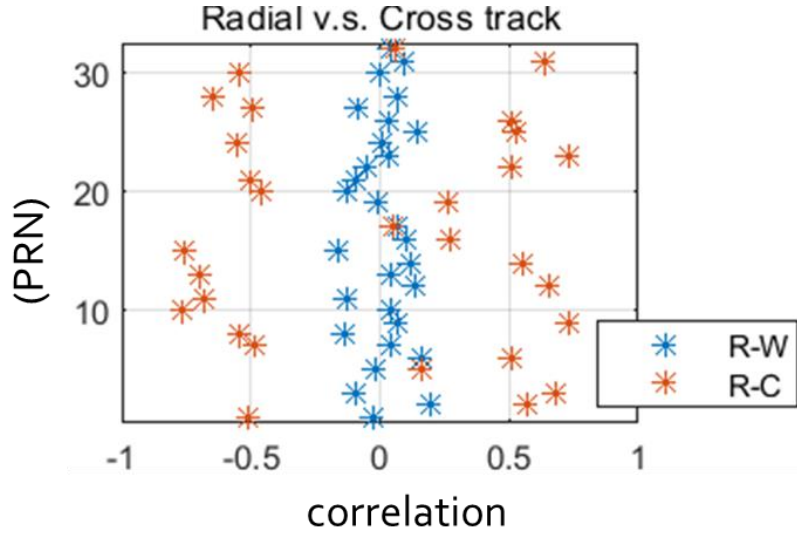


Fig. 63 Radial and cross track correlation of the RSW and RAC frame.

4) 효율적인 제공방안 설계

RSW와 RAC의 직교방향 성분의 차이는 ECI, ECEF의 속도 벡터에서 차이가 나기 때문인 것으로 분석했다. ECI에서 ECEF로 좌표 변환 수행 시, 지구의 자전 효과에 의한 각속도로 속도를 보상해 주어야하는데 그 크기가 위성의 위치마다 다르고, 특히 위도에 따라 크기가 달라지기 때문에 서로 다른 직교 성분을 가지게 됨을 확인했다. 따라서 해당 직교 성분을 보정한 새로운 좌표계를 제안하고, 이를 통해 RSW와 유사한 성질을 가지는 new RAC 좌표계를 제안했다. 다음은 new RAC 좌표계의 축간 상관관계를 나타낸 것이다.[28]

$$A_{new} = \frac{\vec{v}_{new}}{|\vec{v}_{new}|}, \quad C_{new} = \frac{\vec{r}_{ECEF} \times \vec{v}_{new}}{|\vec{r}_{ECEF} \times \vec{v}_{new}|}, \quad R_{new} = \frac{A_{new} \times C_{new}}{|A_{new} \times C_{new}|} \quad (41)$$

$$\vec{v}_{new} = \vec{v}_{ECEF} + \omega_{\oplus} \times \vec{r}_{ECEF} \quad (42)$$

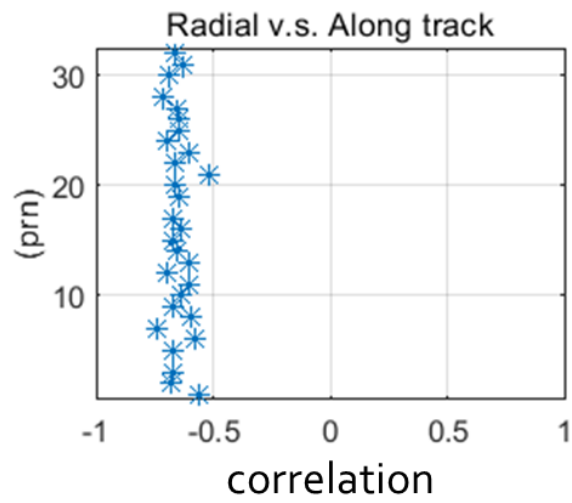


Fig. 64 Radial and along track correlation of each satellite of new RAC frame.

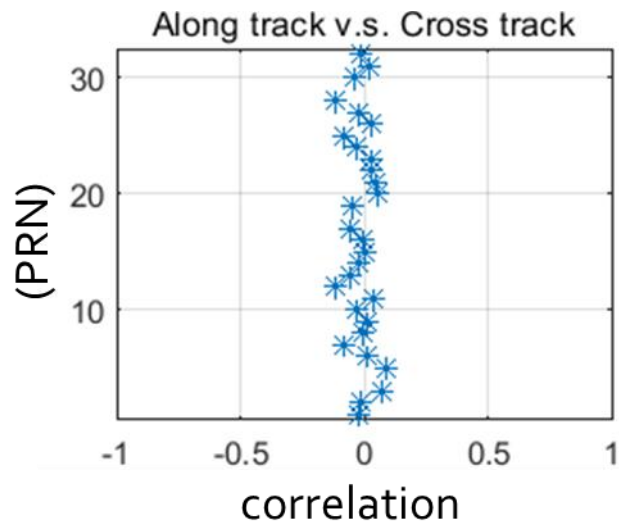


Fig. 65 Along track and cross track correlation of each satellite of new RAC frame.

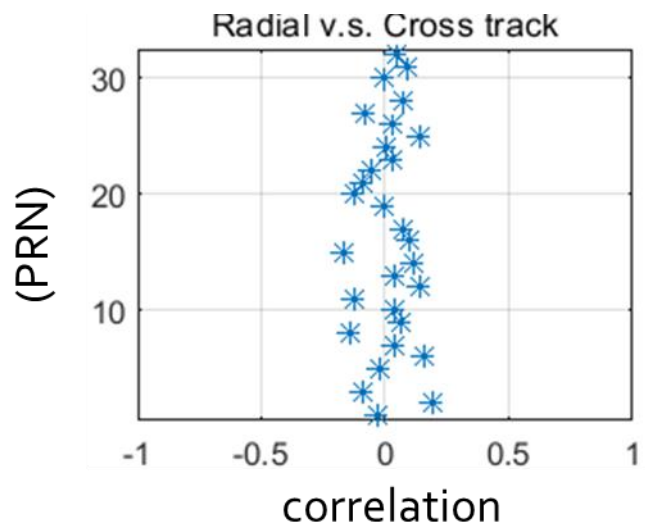


Fig. 66 Radial and cross track correlation of each satellite of new RAC frame.

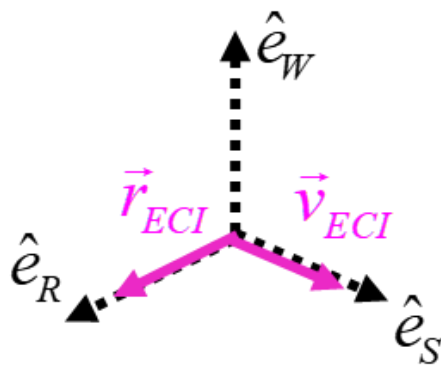


Fig. 67 RSW frame based on position and velocity vector in ECI frame.

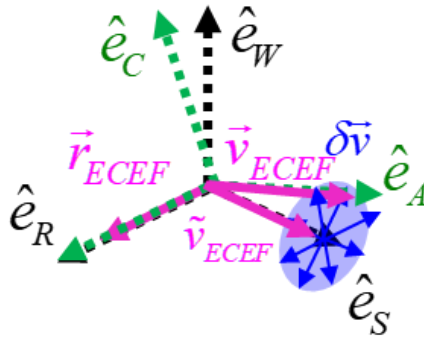


Fig. 68 RAC frame based on position and velocity vector in ECEF frame.

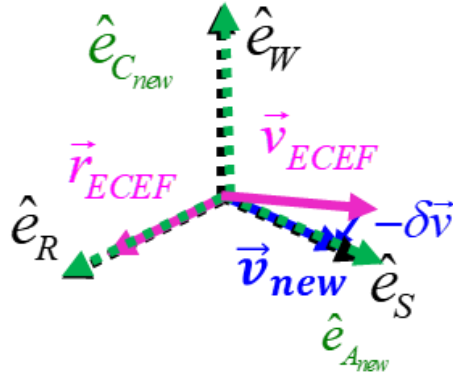


Fig. 69 Proposed RAC frame based on position and velocity vector in ECEF frame.

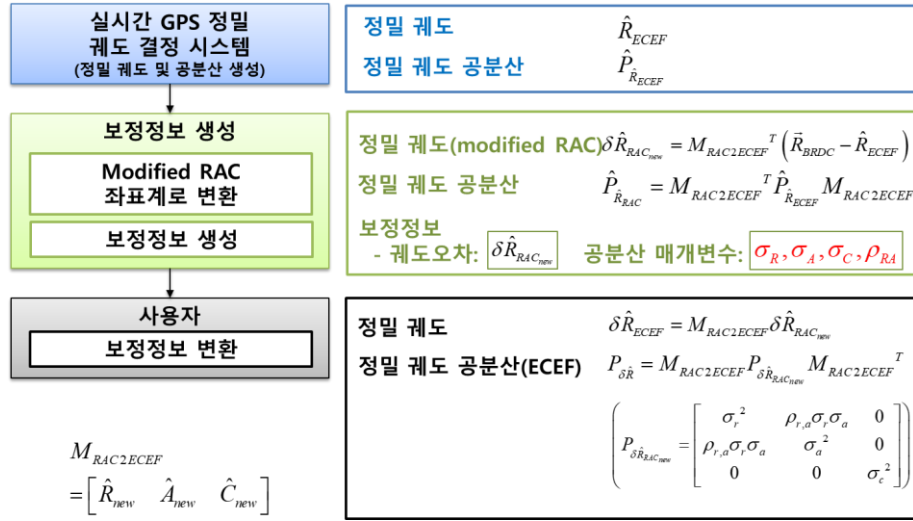


Fig. 70 Proposed algorithm of GPS precise orbit covariance.

5) 공분산 제공 방법 별 비교

본 절에서 여섯가지 공분산 제공 방안을 비교 분석한다. 두가지 기존 방법과 세가지 제안된 방법 및 실제 공분산의 매개 변수 수를 비교한다. 또한 전체 오차 수준을 포함하기 위한 공분산의 크기를 비교했다.

현재 실시간 GPS 정밀 궤도의 오차 수준을 제공하는 방식으로는 두가지 방법이 있다. 첫번째 Method 1은 서비스 지역 내의 측정치 오차의 최대값을 제공하는 방법이다. 이 방법은 위성별로 하나의 스칼라 값을 제공하기 때문에, 통신량은 작지만 최대 오차 수준을 활용하기 때문에 오차수준을 크게 오버 바운드 하게 된다. 두번째 방법 Method 2는 ECEF 좌표계의 축 별 표준편차를 제공하는 방식이다. 현재 IGS 초신속 정밀 궤도 및 후처리 정밀궤도는 정밀궤도와 함께, 축 별 표준편차를 제공한다. 이 경우, 궤도 공분산의 축 간 상관관계를 무시한다. 그러나, 궤도 필터를 통해 생성된 정밀궤도의 공분산 성질은 ECEF에서 축 간 상관관계를 무시할 수 없다. 따라서, 본 연구에서는 축 간 상

관관계를 효율적으로 제공할 수 있는 좌표계와 제공 방안을 제안했다.

본 연구에서는 앞서 언급한 기존의 두가지 방법 외에도 3가지 방안을 제안하여, 실제 공분산 전체를 제공하는 방식과 비교 분석을 수행했다. 새롭게 제안된 Method 3-5는 위성 중심 좌표계를 활용한다. Method 3는 IGS RTS에서 제공하는 궤도가 RAC 좌표계이기 때문에, 해당 좌표계에서의 분산을 제공하는 방법이고, Method 4는 새롭게 정의된 new RAC 의 분산 값을 제공하는 방법이다. Method 3, 4는 Method 2와 제공하는 매개변수의 개수는 같다. 이를 통해 RAC, new RAC 등 새로운 좌표계의 적용의 효과를 확인해 보았다. Method 5는 Method 4에서 R-A 상관관계를 추가로 제공하는 방안이다. 앞서 제안한 new RAC 좌표계는 R-A를 제외한 축간 상관관계를 무시할 수 있기 때문에, R-A 상관관계를 추가로 제공하여 전체 공분산을 제공하는 방식과 제공된 공분산의 크기를 비교해 보았다.

Fig. 71 ~ Fig. 76 는 필터가 수렴하기 시작한지 23시간 된 시점에서의 PRN 9 위성의 추정된 궤도 공분산과 제공된 궤도 공분산을 함께 나타낸 것이다. 빨간색 타원구는 추정된 궤도 공분산으로 이를 제공하면 사용자는 제공된 정밀궤도에 맞는 오차 분포 수준을 제공받을 수 있다. 각 공분산 제공 방법은 전체 궤도오차를 바운드 하기 위해 공분산의 크기를 키우게 되는데, 보라색 타원구는 실제 사용자에게 제공된 공분산 크기를 나타낸다. Table 14 Comparison of covariance parameterization methods.과 Fig. 77 에서 나타난 바와 같이 Method 1으로 궤도 오차 수준을 제공하는 경우, 실제 공분산에 비해 8배 큰 부피를 제공해야 실제 오차수준을 포함한 정확도를 제공할 수 있다. Method 2 와 3은 ECEF, RAC 좌표계에서의 분산을 제공하여, 각각 4.5배, 2.9배 수준으로 제공하는 것을 확인했다. 제안된 new RAC 좌표계를 활용하면, 동일한 숫자의 매개변수만 가지고 2.2배 수준으로 감소함을 확인했다. Method 5는 기존 방법인 Method 2에서 하나의 매개변수만을 추가하여, 전체 공분산을 제공하는 Method 6과 유사한 크기의 궤도 공분산을 제공할 수 있음을 확인했다.

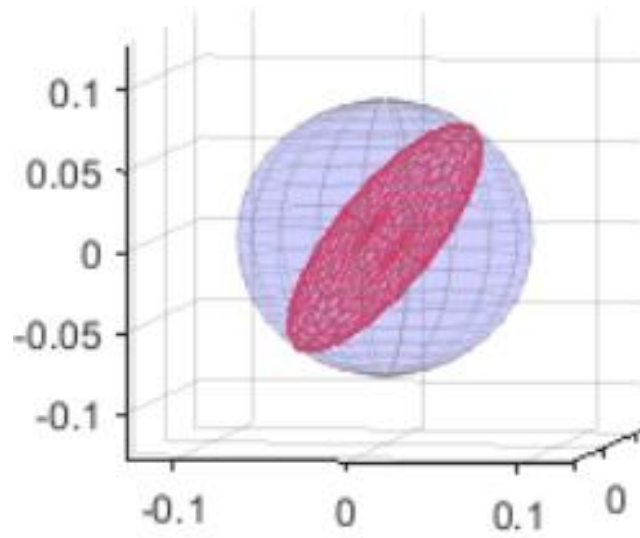


Fig. 71 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 1.

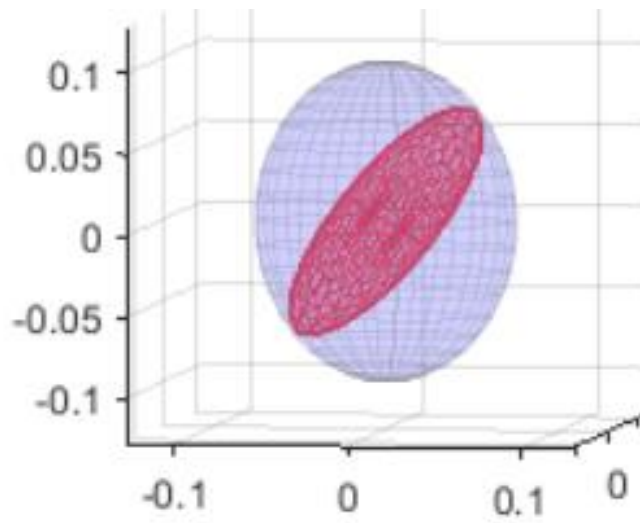


Fig. 72 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 2.

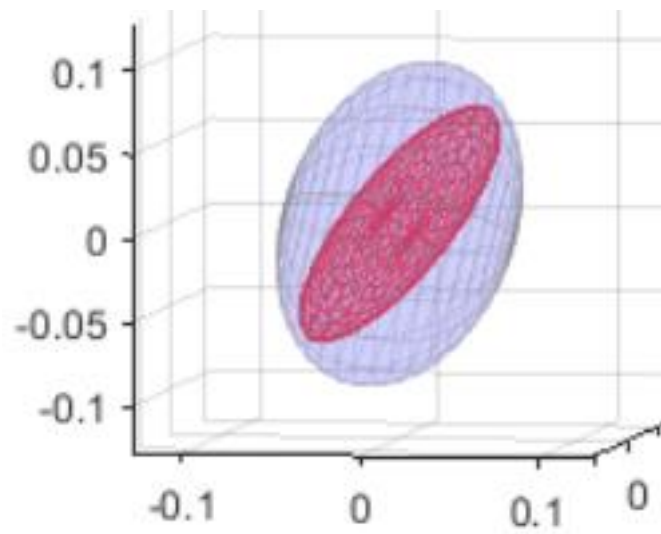


Fig. 73 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 3.

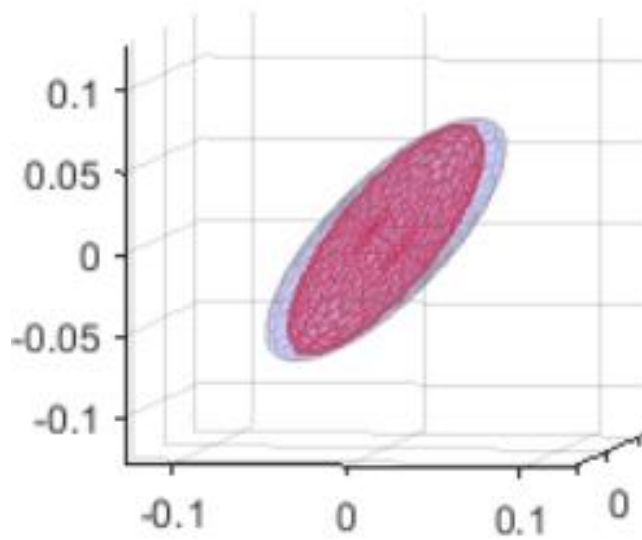


Fig. 74 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 4.

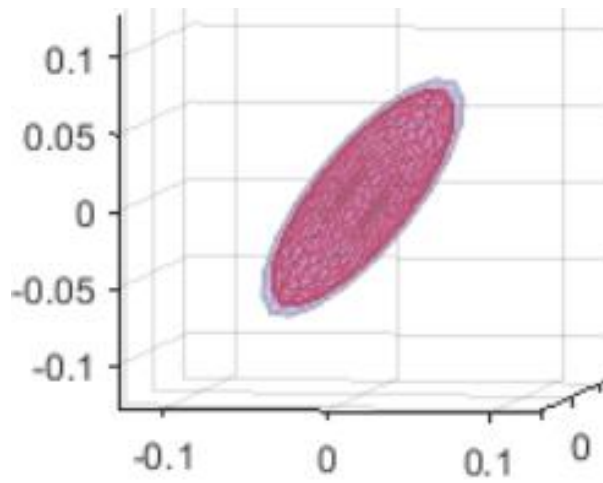


Fig. 75 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 5.

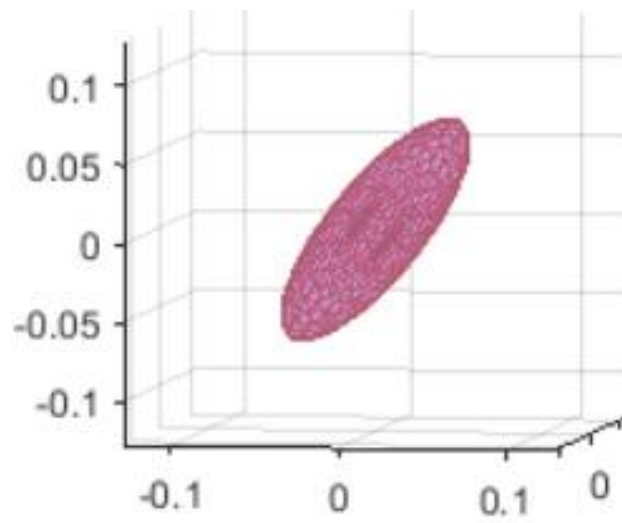


Fig. 76 PRN 9 covariance ellipsoids of Method 6.

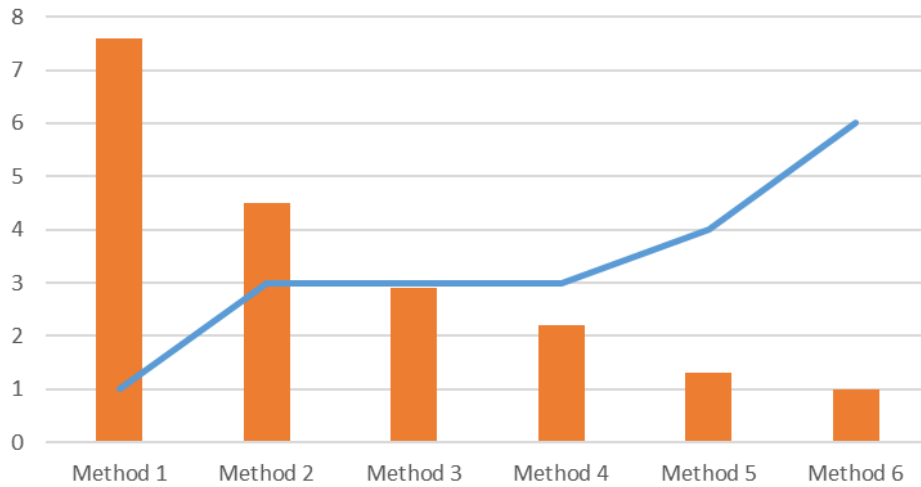


Fig. 77 Comparison of parameterization methods.

Table 14 Comparison of covariance parameterization methods.

	Description	Number of Parameters per Satellite	Ratio of Provided Covariance Volume to Actual Covariance Volume
Method 1	1D RMS	1	7.6
Method 2	X, Y, Z	3	4.5
Method 3	R, A, C	3	2.9
Method 4	New R, A, C	3	2.2
Method 5	New R, A, C + 1 correlation	4	1.3
Method 6	Full covariance	6	1

2. 실시간 정밀 항법 사용자를 위한 정밀 궤도 공분산 제공 방안 및 효과

1) 사용자 위치 신뢰 수준과 궤도 오차 신뢰수준

GPS 시스템은 무결성을 보장하기 위해 다양한 오차요소의 오차 신뢰 수준을 제공하여, 사용자에게 사용자 위치의 신뢰수준(σ)을 제공한다. 사용자는 이

를 활용하여, 보호수준을 계산함으로써 무결성 정보를 제공받는다. Fig. 78는 측정치 오차의 신뢰수준 (Measurement error level)이 제공되는 경우, 이를 활용하여 사용자 위치 보호수준을 계산하는 방법을 설명한다. 사용자는 측정치 오차의 신뢰 수준을 사용자의 위치에 따라 생성된 관측 행렬 H 로 사용자 위치로 투영하여 사용자 위치 오차 수준(Position error level)로 계산한다. 사용자는 무결성을 만족하기 위해 위치 오차 수준을 활용하여 위치 보호 수준을 계산한다. 그런데, 오차 신뢰수준이 불필요하게 크게 제공되면, 시스템의 가용성이 저하되어 효율적인 시스템 운용이 불가능하다. 따라서, 본 논문에서는 시스템이 사용자에게 제공하는 궤도의 신뢰 수준을 효율적으로 제공하는 방안을 연구했다.

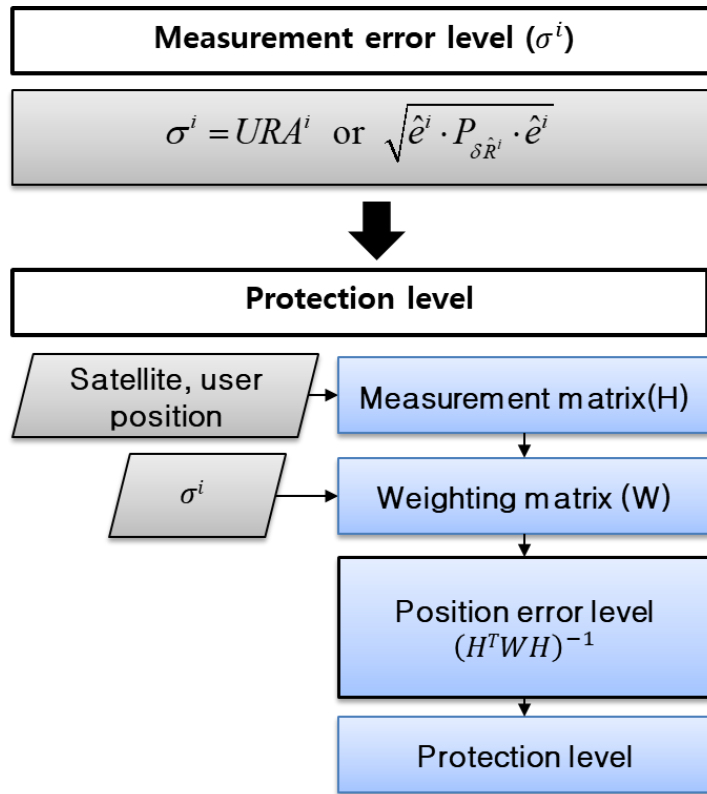


Fig. 78 Protection level calculation algorithm using measurement error level.

실시간 정밀 궤도 시스템을 활용하여 추정된 정밀궤도의 공분산은 Fig. 79과 같이 진행 방향으로 긴 경향을 가지기 때문에, 궤도 공분산을 제공하는 방안에 따라 사용자에게 제공되는 궤도 신뢰수준이 달라진다. 분홍색 타원구는 각 위성 별로 하나의 스칼라 값으로 궤도 오차의 신뢰 수준을 제공하는 경우의 궤도 오차 신뢰 수준과 사용자 오차 신뢰 수준을 나타낸 것이다. 파란색은 실제 오차와 에이 따른 위치 오차 수준을 나타낸 것이다. 그림에서와 같이 실제 궤도 오차의 전체공분산을 제공하지 않고 과도하게 큰 값을 제공하는 경우, 사용자의 위치 오차 신뢰수준은 실제 오차 분포보다 크게 계산될 수 있다. 따라서, 본 절에서는 시뮬레이션을 통해 궤도 신뢰수준 제공 방안에 따른 궤도

신뢰 수준과 궤도 오차에 의한 사용자 위치 신뢰 수준을 분석한다.

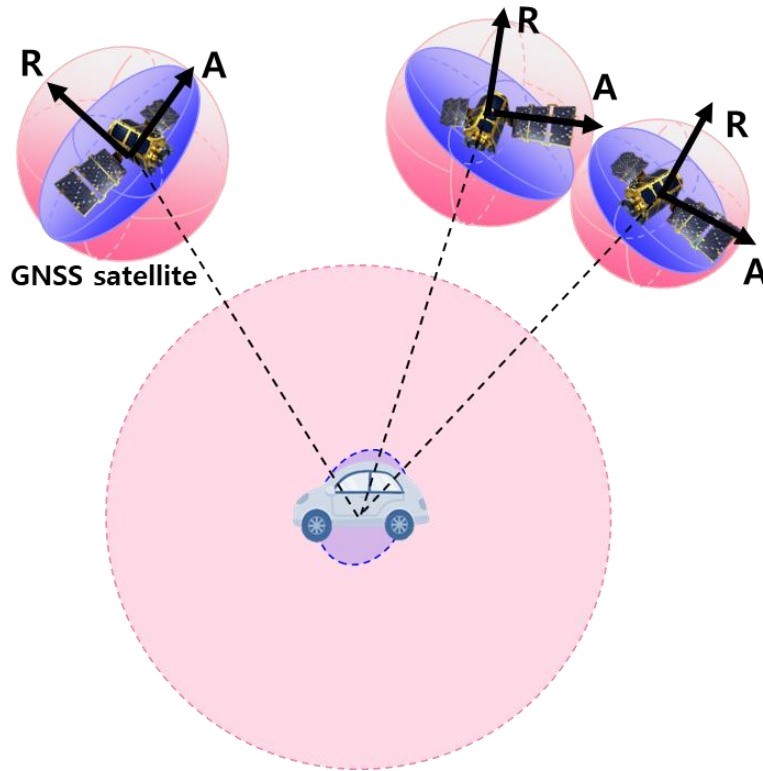


Fig. 79 User position level and orbit error level.

시뮬레이션은 사용자의 위치, 시간에 따라 분석을 수행한다. 시뮬레이션에서 사용자의 위치는 지구 전역에서 위도와 경도 5도 간격으로 임의의 좌표로 Fig. 80와 같이 생성하여 분석하였다. 노란색 점은 사용자의 위치를 나타낸 것이고, 붉은 점은 PRN 별 위성의 위치를 나타낸 것이다. 첫번째 시뮬레이션은 전 지구 영역에서의 궤도 신뢰 수준을 분석하고, 두번째 시뮬레이션은 사용자의 위치 신뢰 수준을 분석한다.

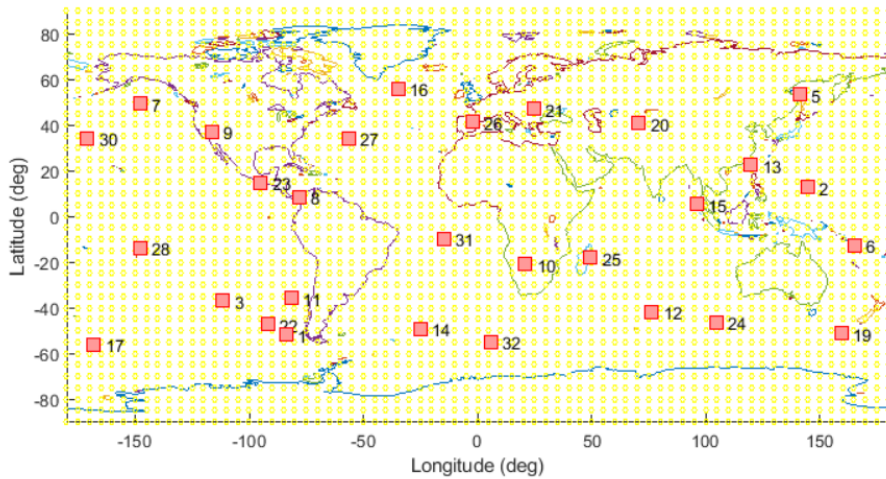


Fig. 80 User & GPS satellites position.

2) 궤도 신뢰 수준 제공 방법의 종류

현재 실시간 궤도의 신뢰 수준을 제공하는 방법은 위성별로 하나의 스칼라로 제공하는 방법인 Signal-in-space (SIS) user range accuracy (URA) 제공하는 방안과 위성 별 공분산 정보를 제공하는 방안이 있다.

SIS URA는 사용자 측정치에 투영된 궤도 오차의 신뢰수준으로, 하나의 스칼라로 제공한다. SIS URA는 지구 전역 사용자의 최대 오차보다 크게 제공하여, 사용자의 무결성을 보장할 수 있도록 한다. 그러나, 하나의 스칼라로 궤도 신뢰 수준을 제공하는 경우, 사용자의 위치에 따라 실제보다 큰 신뢰 수준을 제공하여 가용성을 저하시킬 수 있다.

최근 공분산 제공을 통한 효율적인 신뢰수준 제공의 필요성이 대두되면서, 전체 공분산을 제공하는 방안이 제안되었다. 전체 공분산으로 제공하는 방법은 위성 별로 각 축의 표준편차 3개와 축간 상관관계 3개를 제공하여 측정치방향으로 투영된 궤도 신뢰 수준을 제공한다. 그러나, 현재까지 궤도 신뢰 수준을 공분산으로 제공하는 기관이 없다. 현재는 IGS의 초신속 궤도력만 궤도의 신

위 수준을 위성별 ECEF 상의 각 축 별 표준편차 수준으로 제공하고 있다. 따라서, 본 연구에서는 실측데이터를 활용하여 추정된 실시간 GPS 정밀궤도력의 정밀 궤도와 궤도 공분산을 추정하고, 전체 공분산을 제공하는 경우, 1D URA 제공하는 경우, ECEF의 축 별 표준편차를 제공하는 경우를 제안된 알고리즘과 비교 분석한다.

Table 15 Orbit error level providing method and message paremeters.

Method	Reference (Full covariance)	1D URA	3D <u>Variance_{xyz}</u>	Proposed
Message parameters	$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z,$ $\rho_{xy}, \rho_{yz}, \rho_{xz}$	URA	$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	$\sigma_R, \sigma_{Anew}, \sigma_{Cnew},$ ρ_{RA}

측정치 내 궤도 신뢰수준은 1D URA 방식의 경우, (35)와 같이 추정된 궤도의 축 별 표준편차를 활용하여 계산한다. 실제, SIS URA는 궤도 시계오차를 포함하지만, 본 연구에서는 궤도 오차에 의한 영향만을 고려하였다. 공분산을 제공하는 세가지 방식은 서로 제공하는 파라미터의 수는 다르지만, 각각 공분산을 제공하기 때문에, (36)과 같이 측정치의 시선벡터로 투영하여 궤도 신뢰수준을 계산했다.

$$\sigma^i = URA_{orbit}^i \quad (43)$$

$$= 2\sqrt{0.98\sigma_R^{i2} + 0.14\sigma_A^{i2} + 0.14\sigma_C^{i2}}$$

URA_{orbit}^i : User range accuracy due to orbit error of the i^{th} satellite

$\sigma_R, \sigma_A, \sigma_C$: standard deviation of each axis radia,
along-track and cross-track of the i^{th} satellite

$$\sigma^i = \sqrt{\hat{e}^{iT} P_{R^i} \hat{e}^i} \quad (44)$$

σ^i : Orbit error standard deviation of the i^{th} satellite
in the measurement

P_{R^i} : Orbit covariance of the i^{th} satellite

\hat{e}^i : line of sight vector from a user to the i^{th} satellite

3) 위치에 따른 궤도 신뢰수준 분석

위성의 공분산은 진행방향으로 뚜렷한 경향성을 갖는다. Fig. 81은 실시간 GPS 정밀 궤도 결정 시스템의 추정 결과, 2018/01/15 23시 59분 30초의 PRN 15번의 궤도 공분산을 입체적으로 나타낸 것이다. 동아시아 상공에 위치한 위성은 Along track 방향으로 긴 타원구 형태의 error ellipsoid를 갖는다. 그림에서 가시영역은 파란 점으로 표시했다. 전체 공분산을 활용한 위치에 따른 시선 벡터 방향으로 투영된 궤도 신뢰수준은 Fig. 82에서 지도에 나타냈다. 실제 지상 사용자는 along track 방향에 대하여 큰 궤도 오차에 의한 측정치의 신뢰 수준을 가지고, 위치에 따라 최대 3배까지 차이 나는 것을 확인 할 수 있었다.

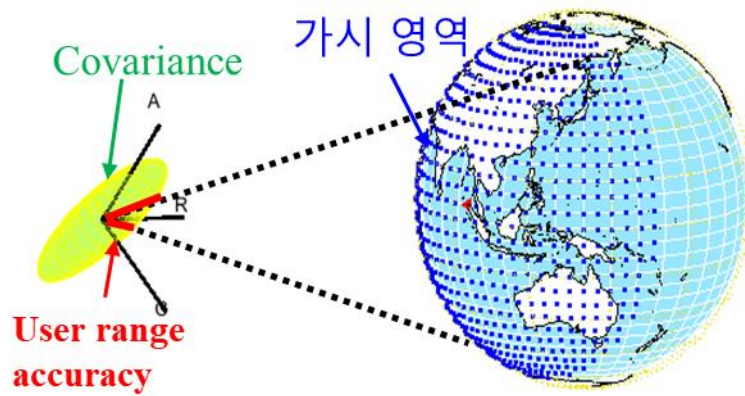


Fig. 81 satellite orbit covariance and visible area with user range accuracy.

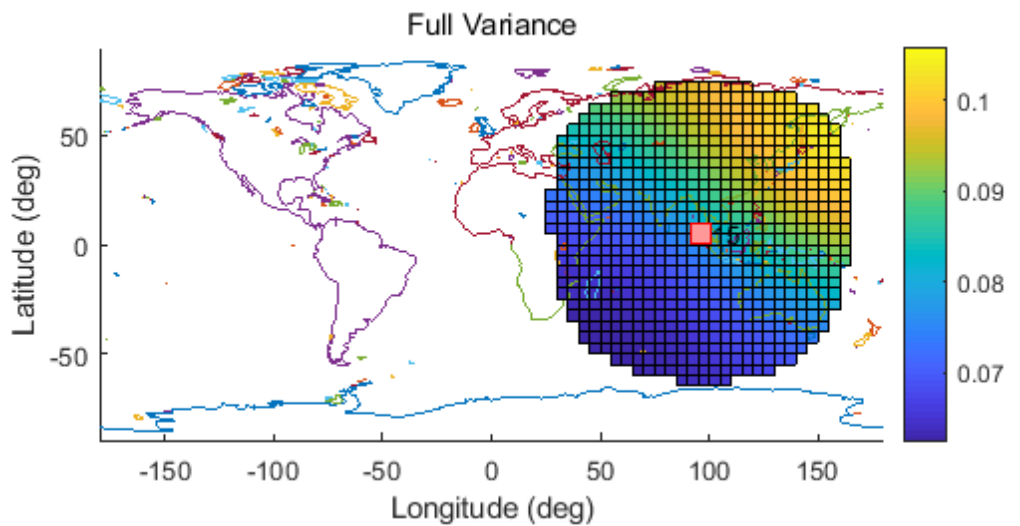


Fig. 82 Confidence level of satellite orbit using full covariance according to location.

다음은 각 궤도 신뢰수준 제공 방법 별 위치에 따른 궤도 신뢰수준(Fig. 83~Fig. 86)과 전체 공분산 제공 방법 대비 궤도 신뢰수준(Fig. 87~Fig. 89) 두가지를 도시하였다.

각 궤도 신뢰수준 제공 방법 별 궤도 신뢰 수준을 분석한 결과, 1D URA 방법은 모든 위치의 사용자에게 동일한 크기의 궤도 신뢰수준이 제공되는 것을 확인할 수 있었다. 이를 위해 궤도 신뢰 수준을 최대로 보장할 수 있어야 하기 때문에 실제 오차 수준보다 크게 나타남을 확인할 수 있었다. 3D Variance 방법과 제안된 방법은 모두 위치에 따라 다른 경향성을 보였으나, 서로 다른 방향으로 경향이 나타났으며, 제안된 방법은 그 크기와 경향성 모두 전체 공분산 방법과 유사함을 확인했다.

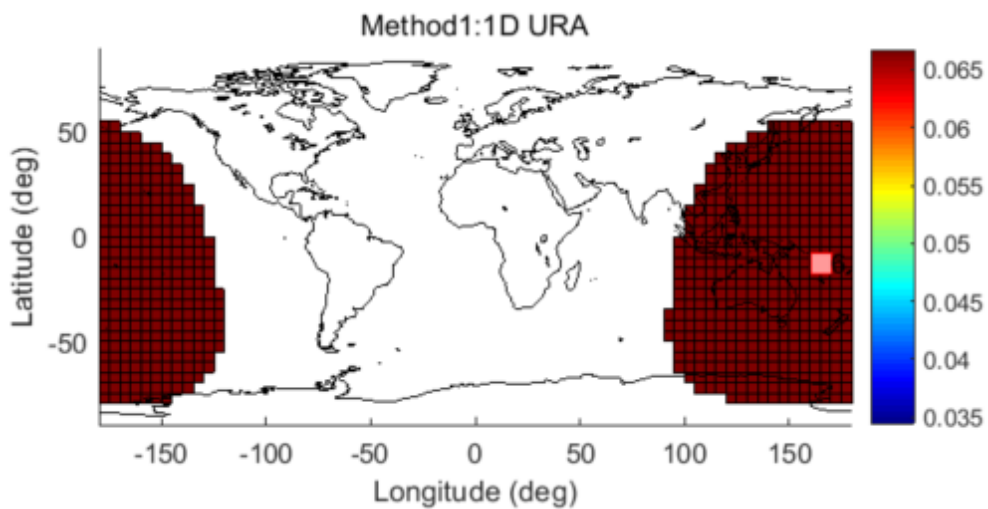


Fig. 83 Confidence level of PRN 6 satellite orbit using user range accuracy according to location.

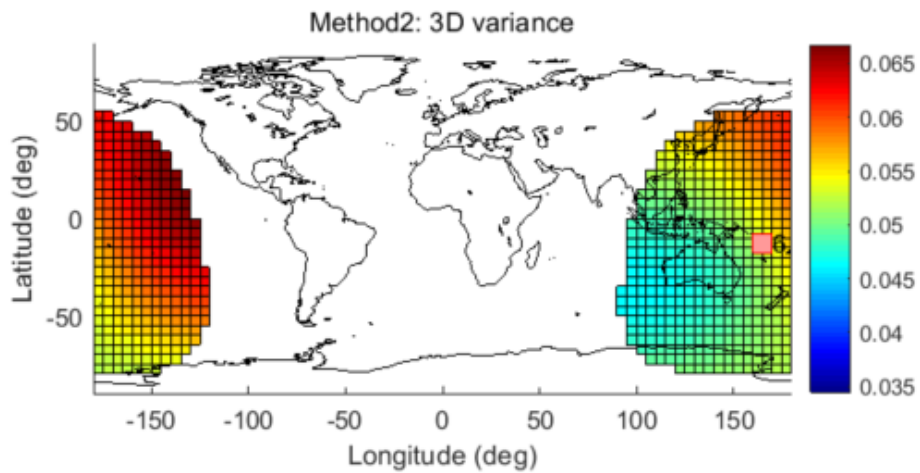


Fig. 84 Confidence level of PRN 6 satellite orbit using user range accuracy according to location.

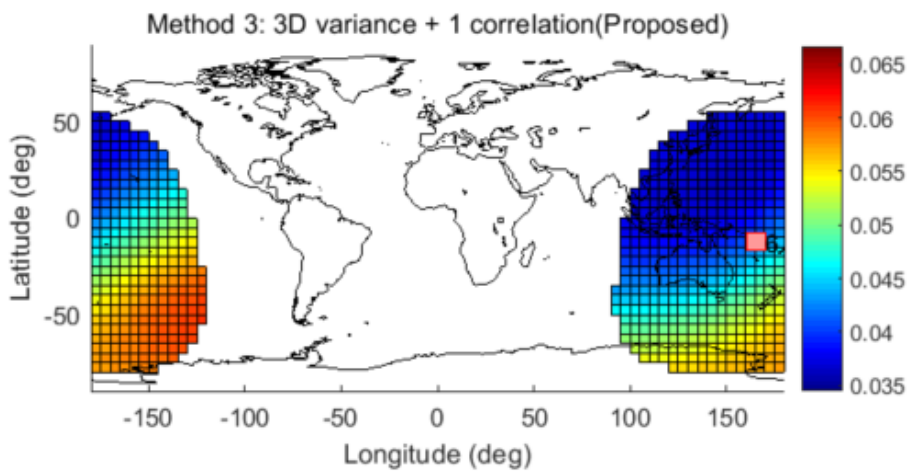


Fig. 85 Confidence level of PRN 6 satellite orbit using proposed method according to location.

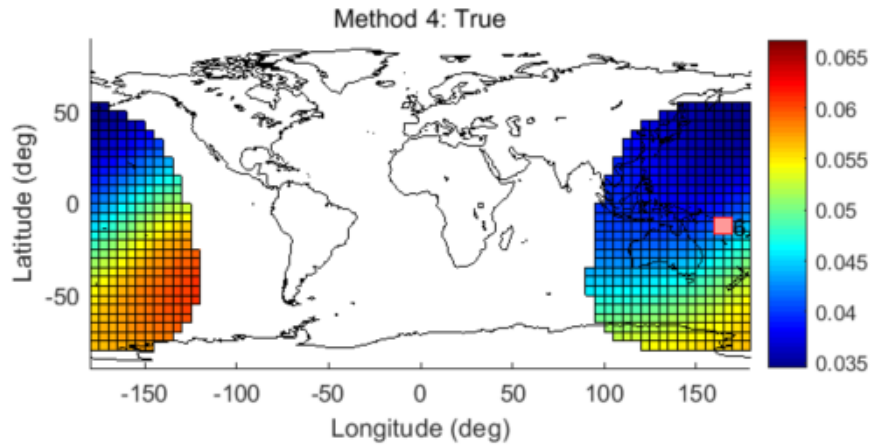


Fig. 86 Orbit error in measurements of PRN 6 satellite orbit according to location.

전체 공분산 제공 방법과의 비교를 위해, Fig. 83~ Fig. 86은 전체 공분산 제공 방법과의 궤도 신뢰수준 제공 결과 비율 값으로 나타냈다. 앞서 설명한 바와 같이, 첫번째 방법인 SIS URA 제공 방식은 실제 궤도 오차에 비해 큰 값을 제공하게 된다. ECEF 상의 축 별 표준편차만 제공하는 방식은 실제 오차 수준과 다른 경향으로 사용자에게 제공하게 되지만, 제안된 방법은 실제 궤도 오차 수준으로 제공할 수 있다.

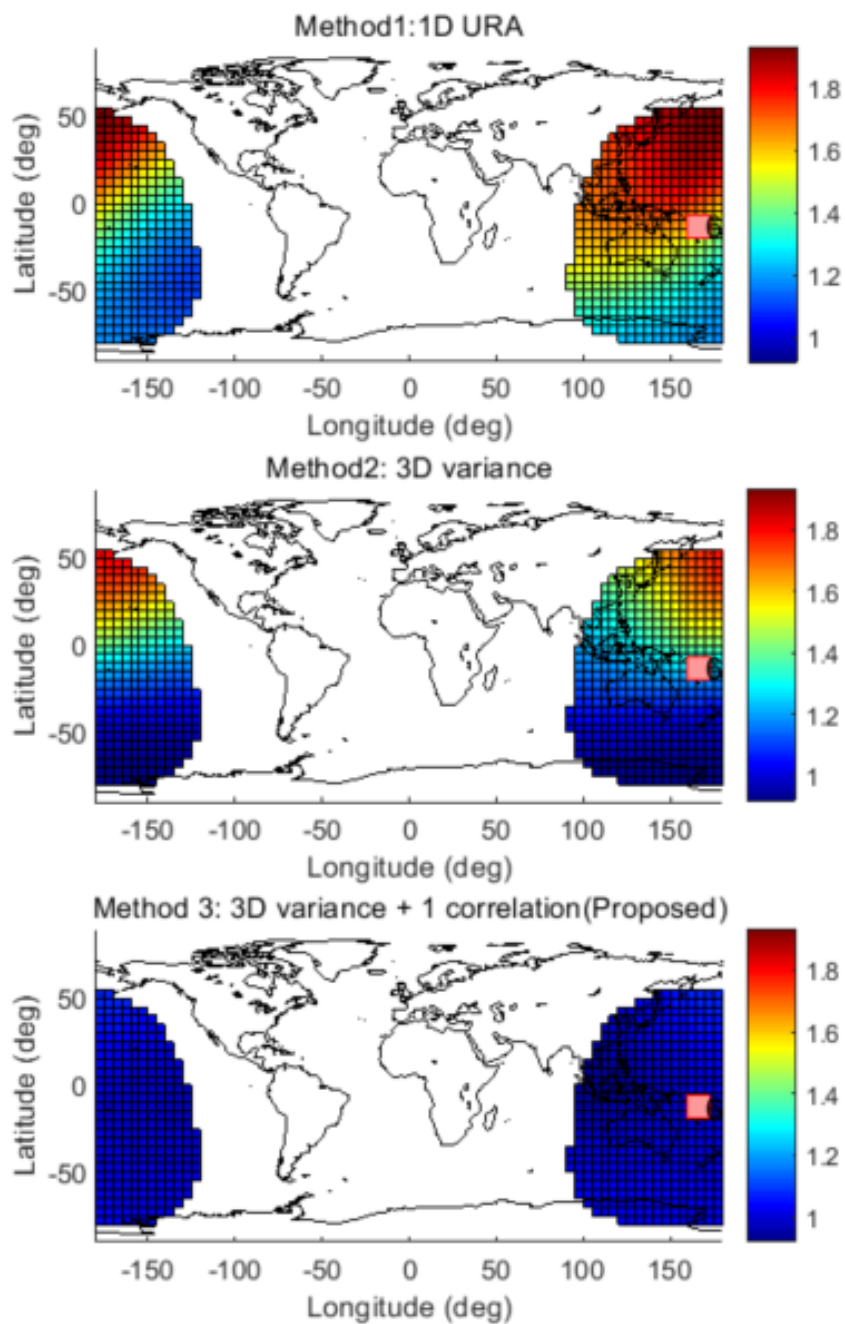


Fig. 87 Orbit confidence levels provided versus actual error levels by method.

4) 위치에 따른 사용자 위치 신뢰수준 분석

사용자의 궤도 신뢰수준은 사용자의 위치 신뢰수준에 영향을 줄 수 있다. 다음 식은 사용자의 위치 신뢰수준($\sigma_{\hat{x}}$)을 계산하는 방법이다.

$$\sigma_{\hat{x}} = \sqrt{P_{\hat{x}}(1,1) + P_{\hat{x}}(2,2) + P_{\hat{x}}(3,3)} \quad (45)$$

$$P_{\hat{x}} = (H^T W H)^{-1}$$

$$H = [\hat{e}^1 \quad \dots \quad \hat{e}^m]^T$$

$$W = \text{diag} \left(\left[(\sigma^1)^2 \quad \dots \quad (\sigma^m)^2 \right] \right)^{-1}$$

실제 궤도 오차보다 2배 큰 신뢰 수준을 제공하게 되면, 사용자는 실제 오차 수준보다 정확도가 2배 낮은 성능을 보장 받으며 주행하기 때문에, 안전성 측면에서는 이득일지 몰라도, 실제 성능에 비해 정밀한 미션 수행을 보장할 수 없게 된다. 따라서, 본 절에서는 사용자의 위치에 따라 궤도 신뢰 수준을 활용하여 사용자 위치 신뢰 수준을 계산했다. 사용자의 위치에 따라 궤도의 배치가 달라지기 때문에, 위치 별 수준을 Fig. 88~Fig. 91로 나타냈다.

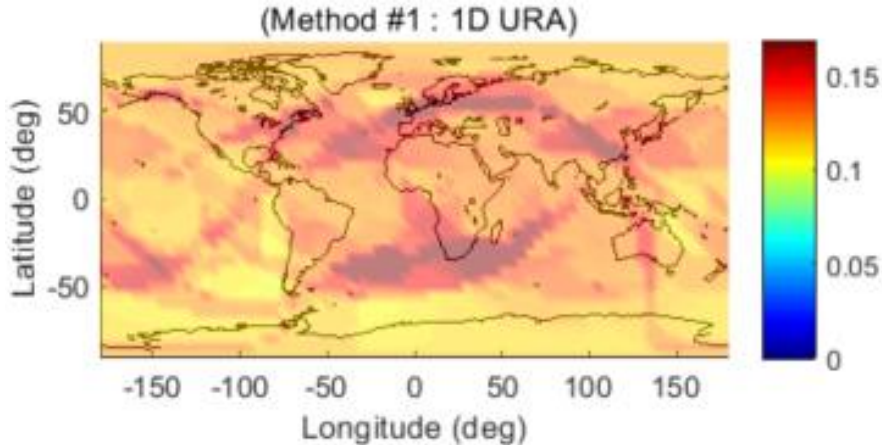


Fig. 88 User position confidence levels using user range accuracy according to location.

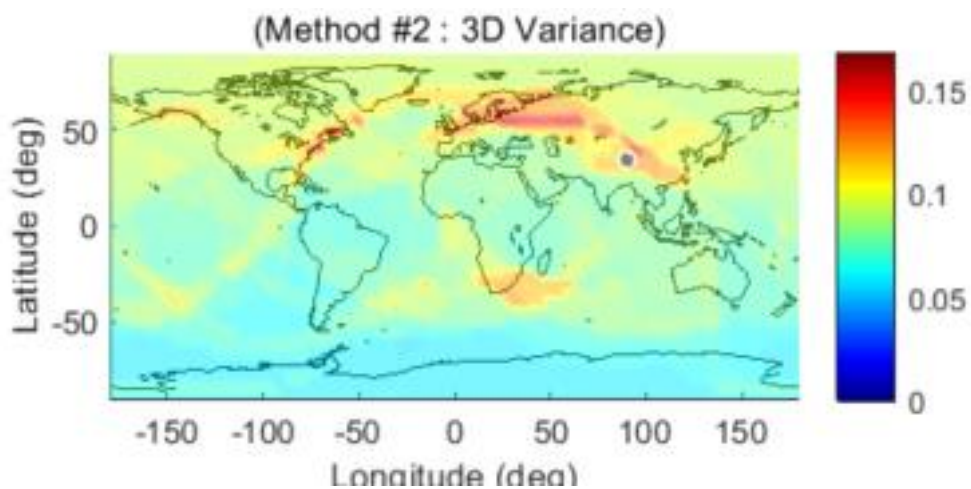


Fig. 89 User position confidence levels using user range accuracy according to location.

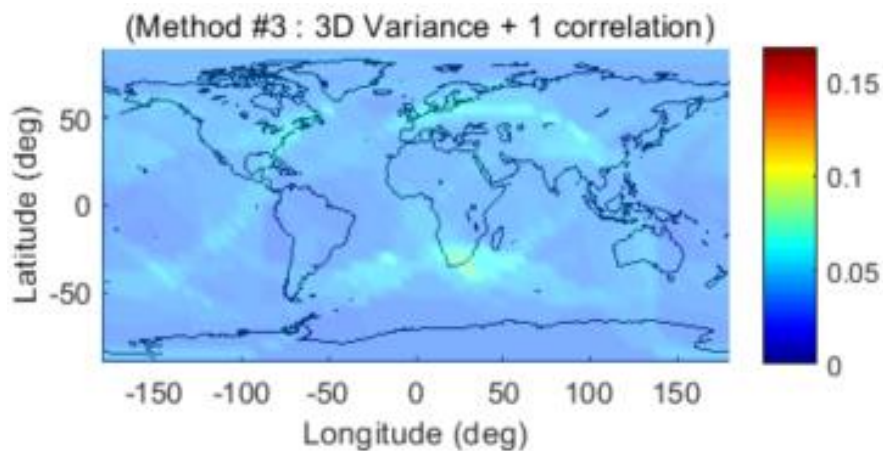


Fig. 90 User position confidence levels using proposed method according to location.

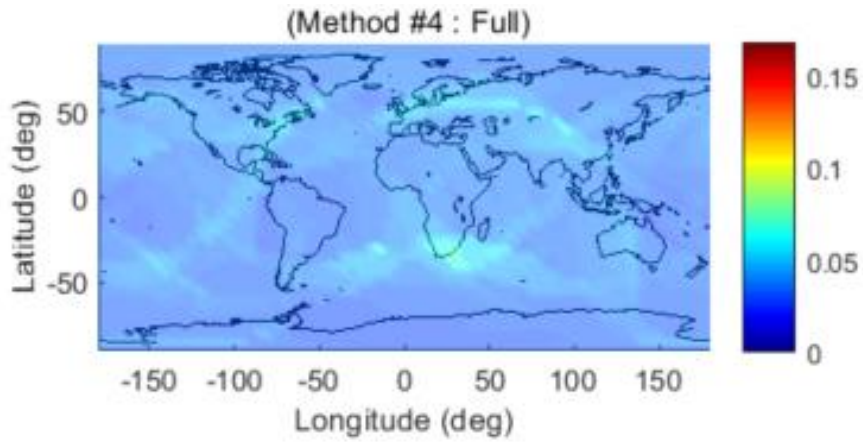


Fig. 91 User position confidence levels using full covariance according to location.

Table 16 RMS value and the maximum value of orbit confidence levels using full covariance by method.

	Method 1	Method 2	Method 3	Method 4
RMS	13 cm	8 cm	4 cm	4 cm
Max	23 cm	17 cm	4 cm	4 cm

6장. 결론 및 향후 과제

1. 결론

본 논문에서는 GPS 위성의 실시간 정밀 궤도 결정 시스템을 개발하고, 효율적인 공분산 제공 방안을 제안했다. 실시간 정밀 궤도 결정 시스템은 61개의 IGS 기준국의 이중차분 반송파 위상 측정치와 궤도전파를 활용하여 시스템을 구성하고 검증했다. 기존의 실시간 궤도 결정 시스템과 달리 이중차분 반송파 위상을 활용하므로써 시계와 분리된 위성 궤도와 공분산을 추정할 수 있었다. 또한, 궤도 전파 모델은 달의 그림자 영향까지 고려하여, 실제 위성환경에 적합한 궤도 전파 모델을 구현하여, 실측데이터를 활용한 결과 IGS final 궤도 대비 3D로는 8cm, 반경 방향으로 2cm 수준으로 검증했다. 따라서, 방송궤도를 사용자의 경우 미터 수준의 궤도 오차를 가지지만, 실시간 정밀 궤도를 활용하면, 센티미터 수준의 정밀한 궤도와 공분산 정보를 활용할 수 있을 것으로 기대된다. 더 나아가, 궤도의 정밀 공분산은 중력의 영향으로 인해 반경방향과 진행방향 사이에 일정한 기울기를 갖는다. 이러한 특성을 고려하여 사용자에게 전체 공분산 제공 매개변수를 33% 감소할 수 있는 효율적인 궤도 정보 제공 방안을 제안 했다. 제안된 공분산 제공 방안은 기존의 궤도 최대 오차 수준을 제공하는 방식에 비해, 사용자 위치 오차 수준을 평균 70% 향상시킬 수 있었다.

2. 향후 과제

본 논문에서 개발된 시스템은 향후 기준국 확장 및 궤도 전파 모델 업그레이드로 추가적인 성능 개선이 가능할 것으로 기대하고 있다. 현재 실시간 정밀 궤도 결정에 활용되는 기준국의 수는 80-100개 수준이나, 본 연구에서는 60개의 기준국을 활용하였기 때문에, 기준국을 확장하여 궤도 추정성능을 개선할 수 있을 것으로 기대하고 있다. 또한, 경험 모델을 추가하여 모델링 되지 않은 힘들들을 함께 추정하여 궤도 결정 성능을 개선시킬 수 있을 것으로 기대한다.

본 연구는 국내 센티미터 수준의 실시간 정밀 궤도 결정 기술을 확보하였으므로, 실시간 궤도 결정 구조 및 관측 모델을 바탕으로 다양한 항법 위성의 실시간 궤도 결정에 활용될 것을 기대하고 있다. 향후 한국형 위성 항법 시스템의 GEO (Geosynchronous Equatorial Orbit) 위성 및 EIGSO (Elliptically-Inclined-GeoSynchronous-Orbit) 위성의 실시간 정밀 궤도 결정에 활용하는 경우, 실시간 구조 및 정밀 궤도 예측 모델 등은 그대로 활용하되, 관측 환경 및 해당 시스템에 적합한 태양풍 모델은 고려할 필요가 있다.

Abstract

A Study on Real-time GPS Precise Orbit Determination System and Message Design of GPS Precise Orbit Covariance

Sunkyoung Yu

School of Mechanical and Aerospace
Engineering

The Graduate School

Seoul National University

This study developed a centimeter-level real-time GPS precise orbit determination system for precise navigation and proposed an efficient message design of providing covariance. Global navigation satellite system is a typical navigation system that utilizes a number of satellites to provide the user's location and time. User performs navigation using satellite position and satellite time information. The orbit and clock error of a satellite contains meter-level errors and affects the user's position. Therefore, real-time precise orbit information of a centimeter level is essential for real-time precise navigation applications such as drones, autonomous vehicles, and artificial intelligence vehicles. In addition, since the covariance of real-time precision orbit can be utilized to improve the user's position accuracy, fault detection, and calculate the level of position error, a system is needed to estimate the precise orbit and covariance.

Real-time orbit determination system can estimate covariance of precise orbits using orbit dynamics and globally distributed network observations. The existing real-time orbit determination estimates the orbit error and clock error of the satellite together, but in this study, double differential measurements are used to estimate the orbit information separated from the clock error. This provides information in orbit alone, allowing relative navigation users to use it. Also, in addition to Earth's gravity, solar and lunar gravity, solar radiation pressure, gravitational field variation by tidal effect, and general relativity effects are analyzed and considered precisely. Most perturbations are well modeled, but in the case of solar radiation, estimates should be made in real time as an environmentally sensitive component. To this end, the effects by earth and moon shadows were analyzed, and orbit determination taking into account the effects of the moon's shadow. The performance of developed real-time precise orbit determination system was verified with IGS final orbit. 3D error and radius direction error are RMS 8cm and 2cm, respectively. Using this, the user expects to be able to improve navigation performance by utilizing precise orbits, and to use covariance information to calculate the user's positional error level.

Furthermore, it proposed an efficient way to provide covariance estimated in real-time GPS precision orbital determination system. Covariance of precise orbit information is highly utilized such as monitoring integrity and improving user location performance. However, since no product is currently providing orbit full covariance information, the covariance is estimated using the real-time precise orbit determination system established in this study and the provision method is proposed. The estimated covariance analyzed the interaxial correlation in the various coordinate systems, suggesting a

coordinate system to ignore the interaxial correlation. The proposed measure could reduce the amount of messages by 33 %, rather than providing the entire covariance information. The proposed covariance provision was evaluated at orbit confidence level in measurement and user confidence level in position error. Users' confidence level has been reduced to 30% since the satellite orbit's confidence level using covariance provides up to 55% more information than previously. As such, it is expected that the provision of covariance will improve the availability of precision navigation systems by reducing the user confidence

In this paper, it is expected that not only the real-time precise orbit determination system will be secured, but the system verification using actual data will be carried out, so that the real-time structure can be utilized easily in the real-time orbit determination system of the future Korea positioning system. In addition, the proposed covariance parameterization method is expected to contribute to improved user location performance and integrity monitoring for all kinds of satellite navigation systems.

Key words: precise GPS orbit, real-time precise GPS orbit covariance,
precise orbit reliability

Student ID: 2013-20685

참고 문헌

- [1] J. Song, B. Park, and C. Kee, "A Study on Compact Network RTK for Land Vehicles and Real-Time Test Results," *J. Positioning, Navig. Timing*, vol. 7, no. 1, pp. 43–52, 2018.
- [2] D. Kim, J. Song, S. Yu, C. Kee, and M. Heo, "A New Algorithm for High-Integrity Detection and Compensation of Dual-Frequency Cycle Slip under Severe Ionospheric Storm Conditions," *Sensors (Basel)*, vol. 18, no. 11, 2018.
- [3] G. Wübbena, M. Schmitz, and A. Bagge, "PPP-RTK: Precise Point Positioning Using State-Space Representation in RTK Networks," in *Proceedings of ION GNSS 2005*, 2005, pp. 2584–2594.
- [4] T. Takasu, S. Kasai, and T. Consultant, "Precise Orbit Determination of GPS Satellites using Carrier Phase Measurements," *Orbit An Int. J. Orbital Disord. Facial Reconstr. Surg.*, no. 1, 2005.
- [5] M. El-Diasty, "Integrity analysis of real-time ppp technique with IGS-RTS service for maritime navigation," in *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2017, vol. 42, no. 4W5, pp. 61–66.
- [6] S. Hilla, "Extending the standard product 3 (SP3) orbit format," in *Proceedings of the international GPS service network, data, and analysis center workshop, Ottawa, Canada*, 2002.
- [7] T. Gregorius, "GIPSY-OASIS II: how it works," *Department of Geomatics, University of Newcastle upon Tyne*, vol. 109. 1996.
- [8] G. Beutler, E. Brockmann, U. Hugentobler, L. Mervart, M.

Rothacher, and R. Weber, “Combining consecutive short arcs into long arcs for precise and efficient GPS Orbit Determination,” *J. Geod.*, vol. 70, no. 5, pp. 287–299, 1996.

[9] G. Beutler, J. Kouba, and T. Springer, “Combining the orbits of the IGS Analysis Centers,” *Bull. Géodésique*, vol. 69, no. 4, pp. 200–222, 1995.

[10] M. Rothacher *et al.*, “Annual Report 1995 of the CODE Analysis Center of the IGS,” 1996.

[11] W. G. Kass, R. L. Dulaney, J. Griffiths, S. Hilla, J. Ray, and J. Rohde, “Global GPS data analysis at the National Geodetic Survey,” pp. 289–295, 2009.

[12] D. Arnold *et al.*, “CODE’s new solar radiation pressure model for GNSS orbit determination,” *J. Geod.*, vol. 89, no. 8, pp. 775–791, 2015.

[13] C. Urschl, G. Beutler, W. Gurtner, U. Hugentobler, and S. Schaer, “Contribution of SLR tracking data to GNSS orbit determination,” *Adv. Sp. Res.*, vol. 39, no. 10, pp. 1515–1523, 2007.

[14] O. Montenbruck, P. Steigenberger, and G. Kirchner, “GNSS Satellite Orbit Validation Using Satellite Laser Ranging,” *Int. Work. Laser Ranging*, no. 1, pp. 3–8, 2013.

[15] T. A. Springer and U. Hugentobler, “IGS ultra rapid products for (Near-) real-time applications,” *Phys. Chem. Earth, Part A Solid Earth Geod.*, vol. 26, no. 6–8, pp. 623–628, 2001.

[16] E. S. Park, Joung Hyun, Lee, Young Wook, Lee, “Calculates of GPS Satellite Coordinates Using Rapid and Ultra-Rapid Precise Ephemerides,” *J. Korean Soc. Surv. Geod. Photogramm. Cartogr.*, vol. 22, no. 4, pp. 383–390, 2004.

- [17] K. K. Choi, T. Bae, J. Griffiths, and J. Ray, "Evaluation of GPS Orbit Prediction Strategies for the IGS Ultra-rapid Products," p. 736.
- [18] D. Laurichesse, F. Mercier, and J. P. Berthias, "Real-time PPP with undifferenced integer ambiguity resolution, experimental results," in *Proceedings of the 23rd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2010)*, 2010, pp. 2534–2544.
- [19] T. Geng, P. Zhang, W. Wang, and X. Xie, "Comparison of ultra-rapid orbit prediction strategies for GPS, GLONASS, galileo and BeiDou," *Sensors (Switzerland)*, vol. 18, no. 2, pp. 1–13, 2018.
- [20] W. G. Kass, R. L. Dulaney, J. Griffiths, S. Hilla, J. Ray, and J. Rohde, "Global GPS data analysis at the National Geodetic Survey," *J. Geod.*, vol. 83, no. 3–4, pp. 289–295, 2009.
- [21] IGS, "Real Time Service," 2019. [Online]. Available: <http://www.igs.org/rtts>. [Accessed: 16-Jun-2019].
- [22] D. Laurichesse, L. Cerri, J.-P. Berthias, and F. Mercier, "Real Time Precise GPS Constellation and Clocks Estimation by Means of a Kalman Filter," *Proc. 26th Int. Tech. Meet. Satell. Div. Inst. Navig. (ION GNSS+ 2013)*, vol. 56, no. June, pp. 1155–1163, 2013.
- [23] T.-S. Bae, "Precision GPS Orbit Determination and Analysis of Error Characteristics," *J. Korean Soc. Surv. Geod. Photogramm. Cartogr.*, vol. 27, no. 4, pp. 437–444, 2009.
- [24] T. Hadas and J. Bosy, "IGS RTS precise orbits and clocks verification and quality degradation over time," *GPS Solut.*, vol. 19, no. 1, pp. 93–105, 2014.
- [25] L. Zhang, H. Yang, Y. Gao, Y. Yao, and C. Xu, "Evaluation and

analysis of real-time precise orbits and clocks products from different IGS analysis centers,” *Adv. Sp. Res.*, vol. 61, no. 12, pp. 2942–2954, 2018.

[26] C. Cheng, “Preliminary analysis of URA characterization for GPS real-time precise orbit and clock products,” *2018 IEEE/ION Position, Locat. Navig. Symp.*, no. 61773132, pp. 615–621, 2018.

[27] L. Heng, G. X. Gao, T. Walter, and P. Enge, “Statistical characterization of GPS signal-in-space errors,” *Proc. 2011 Int. Tech. Meet. Inst. Navig.*, pp. 312–319, 2011.

[28] S. Yu, D. Kim, J. Song, and C. Kee, “Covariance Analysis of Real-Time Precise GPS Orbit Estimated from Double-Differenced Carrier Phase Observations,” *Remote Sens.*, vol. 11, no. 19, p. 2271, 2019.

[29] A. El-mowafy, “A New Model for Precise Point Positioning to Improve Fault Detection,” *Ignss2018*, no. February, pp. 1–9, 2018.

[30] M. Shirazian, “Incorporation of the GPS satellite ephemeris covariance matrix into the precise point positioning,” *J. Geod. Sci.*, vol. 3, no. 3, pp. 3–10, 2013.

[31] G. P. S. Navstar, “ICD-GPS-200,” *Revis. C, Oct*, vol. 10, 1993.

[32] U.S. Air Force, “Official U.S. government information about the GPS and related topics: Control Segment.”

[33] K. Brown, W. Mathon, A. Dorsey, and M. Larezos, “Dynamic uploading for GPS accuracy,” *Navig. J. Inst. Navig.*, vol. 45, no. 1, pp. 17–30, 1998.

[34] U. S. A. Force, “Official U.S. government information about the GPS and related topics: Space segment.” [Online]. Available: <https://www.gps.gov/systems/gps/space/>. [Accessed: 26-Nov-2018].

- [35] E. Kaplan and C. Hegarty, *Understanding GPS: principles and applications*. Artech house, 2005.
- [36] Younsil Kim, “A Study on Cycle Slip Detection of Single Frequency GNSS Receiver using Low Cost INS,” Seoul National University, 2016.
- [37] M. Choi *et al.*, “Regional Alternative Navigation Using HALE UAV, Pseudolite & Transceiver,” *J. Adv. Navig. Technol.*, vol. 19, no. 6, pp. 499–506, 2015.
- [38] S. Han and U. of N. S. W. S. of G. Engineering, *Carrier Phase-based Long-range GPS Kinematic Positioning*. School of Geomatic Engineering, University of New South Wales, 1997.
- [39] Jeonghan Kim, “Study on GPS-RTK corrections suitable for low-rate data-link,” Seoul National University, Seoul, 2005.
- [40] Y. Yang, R. R. Hatch, and R. T. Sharpe, “GPS multipath mitigation in measurement domain and its applications for high accuracy navigation,” *Proc. 17th Int. Tech. Meet. Satell. Div. Inst. Navig. ION GNSS 2004*, pp. 1124–1130, 2004.
- [41] R. Dach, S. Lutz, and P. Walser, *User Manual of the Bernese GNSS Software, Version 5.2*. Bern Open Publishing, 2015.
- [42] J. Kouba, “A Guide to using international GNSS Service (IGS) Products,” *Geod. Surv. Div. Nat. Resour. Canada Ottawa*, vol. 6, p. 34, 2009.
- [43] R. Dach and P. Walser, *Bernese GNSS Software Version 5.2*. Citeseer, 2015.
- [44] A. E. Zinoviev, “Using GLONASS in combined GNSS receivers: current status,” in *Proceedings of ION GNSS*, 2005, pp. 1046–1057.

- [45] F. DILSSNER, “Gps IIF-1 satellite Antenna Phase Center and Attitude Modeling,” *Insid. GNSS*, pp. 59–64, 2010.
- [46] “GPS Space Segment.” [Online]. Available: <https://www.losangeles.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Article/343724/gps-iif/>. [Accessed: 23-Dec-2019].
- [47] P. Héroux, J. Kouba, P. Collins, and F. Lahaye, “GPS Carrier-Phase Point Positioning with Precise Orbit Products,” *GPS Solut.*, vol. 5, pp. 12–28, 2008.
- [48] J.-T. Wu, S. C. Wu, G. A. Hajj, W. I. Bertiger, and S. M. Lichten, “Effects of antenna orientation on GPS carrier phase,” in *Astrodynamics 1991*, 1992, pp. 1647–1660.
- [49] A. M. Pahlevi, K. Prijatna, I. Meilano, and I. Sofian, “Investigation of the Solid Earth Tide Based on Gps Observation and Superconducting Gravimeter Data,” *J. Ilm. Geomatika*, vol. 22, no. 1, p. 29, 2017.
- [50] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, *Global positioning system: theory and practice*. Springer Science & Business Media, 2012.
- [51] D. D. McCarthy and P. K. Seidelmann, *TIME – From Earth Rotation to Atomic Physics*, vol. 6, no. 1. 1995.
- [52] G. Petit and B. Luzum, “International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS) Service International de la Rotation Terrestre et desS ystemes de Référence IERS Conventions (2010),” 2010.
- [53] P. Rebischung, Z. Altamimi, J. Ray, and B. Garayt, “The IGS contribution to ITRF2014,” *J. Geod.*, vol. 90, no. 7, pp. 611–630, 2016.
- [54] D. A. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*.

Springer New York, 2007.

[55] E. M. Standish, “JPL planetary and lunar ephemerides, DE405,” 1998.

[56] O. Montenbruck and E. Gill, *Satellite orbits: models, methods and applications*. Springer Science & Business Media, 2012.

[57] T. A. Springer, G. Beutler, and M. Rothacher, “Improving the orbit estimates of GPS satellites,” *J. Geod.*, vol. 73, no. 3, pp. 147–157, 1999.

[58] Y. Bar-Sever and D. Kuang, “New Empirically-Derived Solar Radiation Pressure Model for GPS Satellites,” 2006.

[59] C. J. Rodriguez-Solano, U. Hugentobler, and P. Steigenberger, “Impact of albedo radiation on GPS satellites,” *Int. Assoc. Geod. Symp.*, vol. 136, pp. 113–119, 2012.

[60] P. KNOCKE, J. RIES, and B. TAPLEY, “Earth radiation pressure effects on satellites,” 2013.

[61] C. Huang, J. C. Ries, B. D. Tapley, and M. M. Watkins, “Relativistic effects for near-earth satellite orbit determination,” *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 48, no. 2, pp. 167–185, 1990.

[62] P. F. de Bakker, H. van der Marel, and C. C. J. M. Tiberius, “Geometry-free undifferenced, single and double differenced analysis of single frequency GPS, EGNOS and GIOVE-A/B measurements,” *GPS Solut.*, vol. 13, no. 4, pp. 305–314, 2009.

[63] J. Song, “A Study on Improving Performance of Network RTK through Tropospheric Modeling for Land Vehicle Applications,” Seoul National University, 2016.

[64] R. Schmid, P. Steigenberger, G. Gendt, M. Ge, and M. Rothacher, “Generation of a consistent absolute phase-center correction model for

GPS receiver and satellite antennas,” *J. Geod.*, vol. 81, no. 12, pp. 781–798, 2007.

[65] F. Lyard, F. Lefevre, T. Letellier, and O. Francis, “Modelling the global ocean tides: modern insights from FES2004,” *Ocean Dyn.*, vol. 56, no. 5–6, pp. 394–415, 2006.

[66] L. Dai, D. Eslinger, and T. Sharpe, “Innovative algorithms to improve long range RTK reliability and availability,” *Proc. ION GNSS 2007*, no. January, pp. 860–872, 2007.

[67] T. Takasu, “QZSS - 1 Precise Orbit Determination by MADOCA,” pp. 1–29, 2015.

[68] Q. Zhao *et al.*, “Initial results of precise orbit and clock determination for COMPASS navigation satellite system,” *J. Geod.*, vol. 87, no. 5, pp. 475–486, 2013.

[69] S. Yoon, “Precise GPS Orbit Determination at National Geodetic Survey : How and Why,” 2015.

[70] O. Montenbruck, T. Van Helleputte, R. Kroes, and E. Gill, “Reduced dynamic orbit determination using GPS code and carrier measurements,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 9, no. 3, pp. 261–271, 2005.

[71] A. Mashiku, J. Garrison, and J. Carpenter, “Statistical Orbit Determination using the Particle Filter for incorporating Non-Gaussian Uncertainties,” *AIAA Astrodyn. Spec.*, pp. 1–12, 2012.

[72] J. Saastamoinen, “Introduction to practical computation of astronomical refraction,” *Bull. Géodésique*, vol. 106, no. 1, pp. 383–397, 1972.

[73] A. E. Niell, “Global mapping functions for the atmosphere delay at radio wavelengths,” *J. Geophys. Res. Solid Earth*, vol. 101, no. B2, pp.

3227–3246, 1996.

[74] D. Arnold *et al.*, “Impact of GNSS Orbit Modeling on Reference Frame Parameters,” vol. 17, p. 12867, 2015.

[75] H. Yang and Y. Gao, “GPS satellite orbit prediction at user end for real-time PPP system,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 9, 2017.

[76] G. Kim, “Fault Detection and Isolation Technique of the GNSS Signal for a Geostationary Satellite,” Seoul National University, 2015.

[77] H. D. Black and A. Eisner, “Correcting satellite Doppler data for tropospheric effects,” *J. Geophys. Res. Atmos.*, vol. 89, no. D2, pp. 2616–2626, 1984.